

ÖZET**AÇILABİLİR BİLEŞENLERE SAHİP HAVA ARACI**

Açılabilir bileşenlere sahip bir insansız hava aracı (UAVDC) açıklanmaktadır.

5 UAVDC bir gövde (106), en az bir adet kanat (110) ve en az bir adet kontrol yüzeyi içerebilir. Bazı uygulamalarda UAVDC ayrıca, bir itme aracı ve/veya bir modüler taşıma yükü (140) içerebilir. UAVDC birden fazla düzenlemede yapılandırılabilir. Örneğin, bir kompakt düzenlemede (102), UAVDC, gövdeye (106) karşı yerleştirilmiş en az bir adet kanat (110) ve gövdeye (106) karşı yerleştirilmiş en az

10 bir adet kontrol yüzeyi içerebilir. Bir açılmış düzenlemede (104), UAVDC gövdeden (106) açılmış en az bir adet kanat (110) ve gövdeden (106) açılmış en az bir adet kontrol yüzeyi içerebilir. Bir genişletilmiş düzenlemede (105), UAVDC, açılmış düzenlemenin (104) bir kanat genişliğini arttırmak için iç içe çıkan en az bir adet kanat (110) içerebilir.

15

ABSTRACT**AERIAL VEHICLE WITH DEPLOYABLE COMPONENTS**

An unmanned aerial vehicle with deployable components (UAVDC) is disclosed. The UAVDC may comprise a fuselage, at least one wing, and at least one control surface. In some
5 embodiments, the UAVDC may further comprise a propulsion means and/or a modular payload. The UAVDC may be configured in a plurality of arrangements. For example, in a compact arrangement, the UAVDC may comprise the at least one wing stowed against the fuselage and the at least one control surface stowed against the fuselage. In a deployed
10 arrangement, the UAVDC may comprise the at least one wing deployed from the fuselage and the least one control surface deployed from the fuselage. In an expanded arrangement, the UAVDC may comprise the at least one wing telescoped to increase a wingspan of the deployed arrangement.

İSTEMLER

1. Açılabilir bileşenlere sahip bir insansız hava-aracı (UAVDC) olup, özelliği aşağıdaki unsurları içermesidir:
 - 5 bir gövde (106),
sol kanat kısmı ile sağ kanat kısmı arasında simetrisinin yaklaşık olarak lateral bir düzleminde değişebilen uzamayı sağlamak için bir sol kanat kısmına ve bir sağ kanat kısmına bölünmüş bir kanat (110) düzenlemesidir, kanat düzenlemesi bir birinci düzenlemede, bir ikinci düzenlemede ve üçüncü düzenlemede yapılandırılabilir,
10 burada, birinci düzenleme, bir birinci uzama açılma açısında gövdeye karşı yerleştirilmiş sol kanat kısmını ve sağ kanat kısmını içerir,
burada ikinci düzenleme, bir ikinci uzama açılma açısında uçuşa yönelik tam olarak açılmış şekilde kanat düzenlemesini içerir ve
15 burada üçüncü düzenleme, birinci uzama açılma açısı ile ikinci uzama açılma açısı arasında herhangi bir uzama açılma açısında açılmış olarak kanat düzenlemesini içerir; ve
kanat düzenlemesinin, herhangi bir uzama açılma açısında birinci düzenlemeden ikinci düzenlemeye uzamasını sağlamak için sol kanat kısmını ve sağ kanat kısmını döndürmek üzere yapılandırılan bir uzama aracıdır.
20
 2. İstem 1'in UAVDC'sı olup, özelliği kanat (110) düzenlemesinin ayrıca ikinci düzenlemenin kanat genişliğini arttırmak üzere iç içe çıkmak üzere yapılandırılmasıdır.
25
 3. İstem 1'in UAVDC'sı olup, özelliği sol kanat kısmının ve sağ kanat kısmının, birinci düzenlemede, sol kanat kısmının sağ kanat kısmından dikey şekilde dengelenmesi ile gövdeye (106) karşı istiflenmesidir.
30
 4. İstem 3'ün UAVDC'sı olup, özelliği uzama aracının sol kanat kısmının ve sağ kanat kısmının tabanında nispeten konumlandırılan bir karenaj (130) tarafından örtülmesidir, karenaj (130) en az bir yarık ve en az bir oyuk içeren esnek bir

materyalden yapılır, karenaj (130) aşağıdakileri gerçekleştirmeye yönelik yapılandırılır:

- 5 sol kanat kısmının ve sağ kanat kısmının birinci düzenlemedeki karenajın (130) altında yerleştirilmesine olanak sağlamak üzere esneyerek açılmak ve ikinci düzenlemede aerodinamik avantajı sağlamak üzere kapanmaktır.
- 10 5. İstem 4'ün UAVDC'sı olup, özelliği karenajın (130) oyuklarının ikinci kanat düzenlemesinde sol kanat kısmının ve sağ kanat kısmının tabanının bir profilini barındırmak üzere yapılandırılmasıdır.
- 15 6. İstem 4'ün UAVDC'sı olup, özelliği karenajın (130) sol kanat kısmının ve sağ kanat kısmının birinci düzenlenmesine karşılık gelen açık bir yapılandırmada bir birinci gerilim miktarını oluşturmasıdır, burada birinci gerilim miktarı, sol kanat kısmının ve sağ kanat kısmının ikinci düzenlemeye ulaşması durumunda karenajın (130) kapanmasına neden olur.
- 20 7. İstem 6'nın UAVDC'sı olup, özelliği açık düzenlemede karenajın (130) birinci düzenlemeyi barındırmak üzere en az bir yarığın bir konumda bükülmesidir.
8. İstem 7'nin UAVDC'sı olup, özelliği karenajın (130) ikinci düzenlemeyi barındırmak üzere en az bir yarığın konumunda bükülmemesidir.
- 25 9. İstem 4'ün UAVDC'sı olup, özelliği ayrıca sol kanat kısmının ve sağ kanat kısmının bir ikinci düzenlemesine karşılık gelen kapalı bir yapılandırmada, karenajın (130) gövdeye (106) sabitlenmesi için yapılandırılan mıknatıslar (1125) içermesidir.
- 30 10. İstem 4'ün UAVDC'sı olup, özelliği karenajın (130) bir kompozit laminatta bükülmeyi ve esnekliği kolaylaştırmak için +/- 45 dereceli kompozit tabakalar kullanılarak bir yönlendirmede yapılandırılmasıdır.
- 35 11. İstem 1'in UAVDC'sı olup, özelliği ayrıca bu unsuru içermesidir: bir birinci açılma açısında gövdeye (106) karşı yerleştirilen bir birinci dengeleyici

5 yapılandırmasından (450), bir ikinci açılma açısında uçuşa yönelik açılan bir ikinci dengeleyici yapılandırmaya (455) açılmak üzere konfigüre edilen en az bir dengeleyicidir, burada en az bir dengeleyici, ikinci dengeleyici yapılandırmadayken (455) pozitif uçuş kontrolünün sağlanması için kendi uzunluğunca eksen etrafında saptırılabilir/döndürülebilir.

10 12. İstem 11'in UAVDC'sı olup, özelliği en az bir yay içermesidir, burada en az bir yay, birinci dengeleyici yapılandırmasından (450) ikinci dengeleyici yapılandırmasına (455) en az bir dengeleyiciyi zorlamak üzere yapılandırılır.

13. İstem 11'in UAVDC'sı olup, özelliği ayrıca aşağıdaki unsuru içermesidir:

15 en az bir dengeleyiciyi uzunluğunca eksen etrafında döndürmek için en az bir dengeleyiciye bağlantılı bir kumanda kolunu hareket ettirmek üzere yapılandırılan bir servo (410), burada kontrol kolu, en az bir dengeleyici birinci dengeleyici yapılandırmasından (450) ikinci dengeleyici yapılandırmasına (455) açıldıkça nispeten sabit bir pozisyonda kalmaya yönelik yapılandırılır.

20 14. İstem 1'in UAVDC'sı olup, özelliği ayrıca bir pervane (135) içermesidir, burada pervane (135) bir birinci pervane düzenlemesi içe katlanmak ve bir ikinci pervane düzenlemesinde uzamak üzere yapılandırılan en az bir pal içerir.

25 15. İstem 14'ün UAVDC'sı olup, özelliği gövdenin (106) birinci pervane düzenlemesinde pervanenin (135) en az bir palini almak üzere yapılandırılan en az bir oluk içermesidir.

30 16. İstem 14'ün UAVDC'sı olup, özelliği pervanın ikinci pervane düzenlemesine bunlardan en az biri aracılığıyla açılmak üzere yapılandırılmasıdır: pervane palı yayları, aerodinamik kuvvetler veya pervanenin (135) bir dönüşünden kaynaklanan bir merkezci kuvvet.

35 17. İstem 14'ün UAVDC'sı olup, özelliği en az bir palin, ikinci pervane düzenlemesine, en az bir palin UAVDC uçuşta olduğunda bir serbest hava akışı içinde olacağı şekilde açılmak üzere yapılandırılmasıdır.

18. İstem 1'in UAVDC'sı olup, özelliği bir modüle taşıma yükü (140) gövde (106) kısmı içermesidir.
- 5 19. İstem 1'in UAVDC'sı olup, özelliği bir taşıma yükünün (140) gövde (106) içindeki en az bir yuva içerisinde hareket etmek üzere yapılandırılan en az bir çıkıntı içermesidir.
- 10 20. İstem 19'un UAVDC'sı olup, özelliği taşıma yükünün (140) bir kola takılmak üzere yapılandırılmasıdır, burada kol bir birinci taşıma yükü düzenlemesinden bir ikinci taşıma yükü düzenlemesine hareket etmek üzere yapılandırılır.
- 15 21. İstem 20'nin UAVDC'sı olup, özelliği ayrıca taşıma yükünün (140) birinci taşıma yükü düzenlemesinden ikinci taşıma yükü düzenlemesine uzamasını tetiklemek üzere yapılandırılan bir kumanda (1500) içermesidir.

CLAIMS

1. A telescoping wing system comprising:

a first wing section comprising a substantially hollow interior; and

5 a second wing section configured to be stowed within the interior of the first wing section such that an external surface of the second wing section is adjacent to an internal surface of the first wing section,

wherein the first wing section and the second wing section form a first wingspan in a first arrangement, the first arrangement comprising the second wing section stowed within the
10 interior of the first wing section, and

wherein the first wing section and the second wing section form a second wingspan in a second arrangement, the second arrangement comprising the first wing section displaced along at least a portion of a length between a first end and a second end of the second wing section.

2. The telescoping wing system of claim 1, wherein the second wing section is attached to a
15 fuselage of an aerial vehicle.

3. The telescoping wing system of claim 2, wherein at least a portion of the first wingspan and the second wingspan of the aerial vehicle is comprised of approximately a length of the first wing section and a length of an exposed portion of the second wing section.

4. The telescoping wing system of claim 2, wherein the length of the exposed portion of the
20 second wing section increases as the first wing section is displaced by at least a portion of the length between the first end and the second end of the second wing section in the second arrangement.

5. The telescoping wing system of claim 4, wherein the displacement of the first wing section along the length of the second wing section extends the first wingspan of the aerial vehicle by
25 approximately the displacement length to form the second wingspan.

6. The telescoping wing system of claim 1, wherein the second wing section comprises:

an actuator configured at approximately the first end of the second wing section and configured to drive a first pulley, and

30 a second pulley configured at approximately the second end of the second wing section.

7. The telescoping wing system of claim 6, further comprising:

a belt configured around the first pulley and the second pulley, spanning at least a portion of the external surface between the first end and the second end of the second wing section,

5 wherein a segment of the belt is attached to the first wing section such that, upon actuation, a displacement of the attached segment of the belt causes the first wing section to traverse at least the portion of the length between the first end and the second end of the second wing section.

8. The telescoping wing system of claim 7, wherein the belt further comprises notches to enable the actuator to move the belt upon actuation.

10 9. The telescoping wing system of claim 7, wherein the belt comprises a length of fibrous material, and wherein a first end of the fibrous material and a second end of the fibrous material are connected at the segment of the belt that attaches to the interior surface of the first wing section.

10. A telescoping wing system comprising:

15 an outer section having substantially hollow interior;

an inner section configured to be stowed within the substantially hollow interior of the outer section in a first configuration;

a telescoping means for extending the outer section along a length of the inner section to increase a wingspan in a second configuration; and

20 a control surface attached to a trailing-edge of the outer section, wherein the control surface attaches to the outer section via a hinge mounted on an external surface of the trailing-edge.

11. The telescoping wing system of claim 10, wherein the interior of the outer section is not obstructed by the control surface.

25 12. The telescoping wing system of claim 10, wherein the control surface is configured to attach to the trailing-edge of the outer section, via the externally mounted hinge, so as to maximize the interior volume of the outer section.

30 13. The telescoping wing system of claim 10, wherein the attachment of the control surface along the trailing-edge of the external surface of the outer section enables the inner section, when stowed in the first configuration, to overlap at least a portion of a length of the trailing-edge control surface attachment.

14. The telescoping wing system of claim 12, wherein the telescoping means is enabled to provide an improved wingspan ratio between the first configuration and the second configuration due to, at least in part, the inner section being configurable within the interior of the outer section without obstruction from the control surface attachment.
- 5 15. The telescoping wing system of claim 12, wherein a surface area ratio between the inner section and outer section is increased due to, at least in part, the inner section being configurable within the interior of the outer section without obstruction from the control surface attachment.
- 10 16. The telescoping wing system of claim 10, further comprising a servo for actuating the control surface.
17. The telescoping wing system of claim 16, further comprising an externally configured link coupled to both the servo and control surface.
18. The telescoping wing system of claim 10, wherein the control surface is configured to actuate regardless of a position of the outer section relative to the inner section.
- 15 19. The telescoping wing system of claim 10, wherein the telescoping means comprises an actuator configured at approximately a first end of the inner section;
a first pulley driven by the actuator at approximately the first end of the inner section;
a second pulley configured at approximately a second end of the inner section;
a belt configured around the first pulley and the second pulley, spanning at least a portion of
20 the external surface between the first end and the second end of the inner section, wherein a segment of the belt is attached to the outer section such that, upon actuation, a displacement of the attached segment of the belt causes the outer section to traverse at least a portion of ϵ length between the first end and the second end of the inner section.
20. A telescoping wing system comprising:
- 25 a fuselage;
a wing comprising a first section, a second section, and a telescoping means,
wherein the wing is configurable in:
a first arrangement having the second section stowed within the first section, and
a second arrangement having the first section extended a long a length of the second section,
30 and

wherein the telescoping means is enabled to transform the wing from the first arrangement to the second arrangement; and

a first actuator configured to sweep the wing from a first position to a second position,

5 wherein the first position comprises the wing stowed, in the first arrangement, at a first angle relative to the fuselage, and

wherein the second position comprises the wing deployed at a second angle relative to the fuselage.

21. The telescoping wing system of claim 20, wherein the telescoping means comprises

a second actuator configured at approximately a first end of the second section;

10 a pulley configured at approximately a second end of the second section;

a belt configured around the actuator and the pulley, spanning at least a portion of the external surface between the first end and the second end of the second section, wherein a segment of the belt is attached to the first section such that, upon actuation, a displacement of the attached segment of the belt causes the first section to traverse at least a portion of a length
15 between the first end and the second end of the second section.

22. The telescoping wing system of claim 20, further comprising a control surface attached to a trailing-edge of the first section, wherein the control surface attaches to the outer section via a hinge mounted on an external surface of the first section.

23. The telescoping wing system of claim 20, wherein the telescoping means is configured to
20 transform the wing from the first arrangement to the second arrangement when the wing is deployed at the second position.

24. An unmanned aerial vehicle (UAV) comprising:

a fuselage;

at least one wing; and

25 at least one stabilizer,

wherein the at least one wing and at least one stabilizer are configurable in at least the following arrangements:

a compact arrangement comprising:

30 the at least one wing stowed against the fuselage, and

the at least one stabilizer stowed against the fuselage,
a deployed arrangement comprising:

the at least one wing deployed from the fuselage, and
the least one stabilizer deployed from the fuselage, and

5 an expanded arrangement comprising:

the at least one wing is telescoped to increase a wingspan of the deployed arrangement.

25. The UAV of claim 24, further comprising:

a sweeping means for deploying the at least one wing from the compact arrangement to the
deployed arrangement.

10 26. The UAV of claim 24, further comprising:

a telescoping means for expanding the wingspan of the at least one wing from the deployed
arrangement to the expanded arrangement.

27. The UAV of claim 24, wherein the at least one stabilizer is configured to deploy from the
compact arrangement to the deployed arrangement by a spring configured to force the at least
15 one stabilizer into the deployed position.

28. The UAV of claim 24, further comprising:

a propulsion means.

29. The UAV of claim 28, wherein the propulsion means comprises at least one blade.

30. The UAV of claim 29, wherein the at least one blade is:

20 stowed against the fuselage in the compact arrangement, and

deployed from the fuselage in the deployed arrangement and the expanded arrangement.

31. The UAV of claim 24, further comprising:

a modular payload fuselage section.

25 32. The UAV of claim 24, further comprising:

a deployable payload comprising:

a first configuration in the compact arrangement and a second configuration in at least one of the following: the deployed arrangement and the expanded arrangement.

33. The UAV of claim 24, wherein the compact arrangement enables the UAV to be stored in at least one of the following: a tube, a weapons bay, and a wing attachment.

5 34. The UAV of claim 24, wherein the deployed arrangement is configured to stabilize the UAV into a controlled flight.

35. The UAV of claim 34, wherein the deployed arrangement being configured to stabilize the UAV into the controlled flight comprises the at least one wing and the at least one stabilizer being configured to deploy into the deployed arrangement after a release from at least one of the following: the tube, the weapons bay, and the wing attachment.

10

36. The UAV of claim 24, wherein the expanded arrangement is configured to increase an efficiency of the controlled flight.

37. The UAV of claim 36, wherein the expanded arrangement being configured to increase the efficiency of the controlled flight comprises the at least one wing being configured to telescope upon having stabilized into the controlled flight.

15

38. An unmanned aerial vehicle (UAV) comprising:

a fuselage;

at least one stabilizer; and

wherein the base of the stabilizer is configured to pivot about a first axis and a second axis,

20 wherein the at least one stabilizer is configurable in at least the following arrangements:

a compact arrangement comprising:

the at least one stabilizer stowed against the fuselage, and

a deployed arrangement comprising:

the least one stabilizer deployed from the fuselage about the first axis.

25

39. The UAV of claim 38, wherein the deployed arrangement is configured to stabilize the UAV into a controlled flight.

40. The UAV of claim 39, wherein the deployed arrangement being configured to

stabilize the UAV into the controlled flight comprises the at least one stabilizer being configured to deploy into the deployed arrangement about the first axis and to provide positive flight control by rotating about the second axis.

5 41. The UAV of claim 40, further comprising a pushrod and control arm configured to rotate the at least one stabilizer about the second axis.

42. The UAV of claim 41, further comprising an actuator configured to operate the pushrod so as to enable rotating of the at least one stabilizer about the second axis.

43. The UAV of claim 38, further comprising a flexible fairing at the base of the
10 stabilizer configured to enable a rotation of the stabilizer about the second axis while maintaining an aerodynamic efficiency.

44. The UAV of claim 38, further comprising a spring enabling the at least one stabilizer to deploy about the first axis.

45. The UAV of claim 38, wherein the stabilizer comprises an airfoil cross-sectional profile.

15 46. An unmanned aerial vehicle (UAV) comprising:

a fuselage;

at least one sweeping wing; and

at least one deployable stabilizer,

wherein the at least one stabilizer is configurable in at least the following configurations:

20 a stowed configuration comprising:

the at least one wing stowed against the fuselage, and

the at least one stabilizer stowed against the fuselage, and

a deployed configuration comprising:

the at least one wing deployed from the fuselage, and

25 the least one stabilizer deployed from the fuselage.

47. The UAV of claim 46, further comprising:

a sweeping means for deploying the at least one sweeping wing from the stowed configuration to the deployed configuration.

48. The UAV of claim 47, wherein the sweeping means comprises a gearbox configured to cause the at least one sweeping wing to sweep from the stowed configuration to the deployed configuration.

49. The UAV of claim 48, wherein the gearbox comprises two pivot axes around which the at least one wing sweeps.

50. The UAV of claim 47, wherein an attachment of the at least one sweeping wing to the gearbox enables the at least one sweeping wing to be stowed at a first angle of incidence and a first dihedral angle in the stowed configuration and a second angle of incidence and second dihedral angle in the deployed configuration.

51. The UAV of claim 50, wherein the first angle of incidence and the first dihedral angle cause the at least one wing to be stowed flat with respect to the fuselage.

52. An unmanned air-vehicle with deployable components (UAVDC) comprising:

a fuselage;

a wing arrangement segmented in a left wing section and a right wing section to enable variable sweep at approximately a lateral plane of symmetry between the left wing section and the right wing section, the wing arrangement being configurable in a first arrangement, a second arrangement, and third arrangement,

wherein the first arrangement comprises the left wing section and the right wing section stowed against the fuselage at a first sweep deployment angle,

wherein the second arrangement comprises the wing arrangement fully deployed for flight at a second sweep deployment angle, and

wherein the third arrangement comprises the wing arrangement deployed in any sweep deployment angle between the first sweep deployment angle and the second sweep deployment angle;

a sweeping gearbox configured to pivot the left wing section and the right wing section to enable the wing arrangement to sweep from the first arrangement to the second arrangement at any sweep deployment angle; and

an actuator coupled to the sweeping gearbox configured to actuate the sweeping of the wing arrangement at any sweep deployment angle.

53. The UAVDC of claim 52, wherein the wing arrangement is further configured to telescope to increase the wingspan of the second arrangement.
54. The apparatus of claim 52, wherein the left wing section and the right wing section are stacked against the fuselage, in the first arrangement, with the left wing section vertically offset from the right wing section.
55. The apparatus of claim 54, wherein the sweeping gearbox is covered by a fairing positioned relatively at a base of the left wing section and the right wing section, the fairing being constructed of a flexible material comprising at least one slit and at least one cutout, the fairing being configured to:
- open by flexing to allow the left wing section and the right wing section to be stowed under the fairing in the first arrangement, and
- close to provide aerodynamic advantage in the second arrangement.
56. The apparatus of claim 55, wherein the cutouts of the fairing are configured to accommodate a profile of the base of the left wing section and the right wing section in the second wing arrangement.
57. The apparatus of claim 55, wherein the fairing creates a first amount of tension in an open configuration corresponding to the first arrangement of the left wing section and the right wing section, wherein the first amount of tension causes the fairing to close when the left wing section and the right wing section reach the second arrangement.
58. The UAVDC of claim 57, wherein the fairing in the open arrangement buckles at a location of the at least one slit to accommodate the first arrangement.
59. The UAVDC of claim 58, wherein fairing does not buckle at the location of the at least one slit to accommodate the second arrangement.
60. The UAVDC of claim 55, further comprising magnets configured to secure the fairing in to the fuselage in a closed configuration corresponding to the second arrangement of the left wing section and the right wing section.
61. The UAVDC of claim 55, wherein the fairing is configured in an orientation to facilitate buckling and flexibility in a composite laminate by using +/-45 degree composite plies.
62. The UAVDC of claim 52, further comprising: at least one stabilizer configured to deploy from a first stabilizer configuration stowed against the fuselage at a first deployment angle to

a second stabilizer configuration deployed for flight at a second deployment angle, wherein the at least one stabilizer can be rotated about its

spanwise axis to provide positive flight control while in the second stabilizer configuration.

5 63. The UAVDC of claim 62, further comprising at least one spring, wherein the at least one spring is configured to force the at least one stabilizer from the first stabilizer configuration to the second stabilizer configuration.

64. The UAVDC of claim 62, further comprising:

a servo configured to move a control horn coupled to the at least one stabilizer for rotating the at least one stabilizer about its spanwise axis, and

10 wherein the control horn is configured to remain in a relatively fixed position as the at least one stabilizer deploys from the first stabilizer configuration to the second stabilizer configuration.

65. The UAVDC of claim 52, further comprising a propeller, wherein the propeller comprises at least one blade configured to fold into a first propeller arrangement and expand in a second propeller arrangement.

15 66. The UAVDC of claim 65, wherein the fuselage comprises at least one groove configured to receive at least one blade of the propeller in the first propeller arrangement.

67. The UAVDC of claim 65, wherein the propeller is configured to unfold to the second propeller arrangement by means of at least one of the following: propeller blade springs, aerodynamic forces, or a centripetal force from a rotation of the propeller.

20 68. The UAVDC of claim 65, wherein the at least one blade is configured to unfold in the second propeller arrangement such that the at least one blade is within a free stream of air when the UAVDC is in flight.

69. The UAVDC of claim 52, further comprising a modular payload fuselage section.

25 70. The UAVDC of claim 52, wherein a payload comprises at least one protrusion configured to travel within at least one slot within the fuselage.

71. The UAVDC of claim 70, wherein the payload is configured to attach to a boom, wherein the boom is configured to travel from a first payload arrangement to a second payload arrangement.

72. The UAVDC of claim 71, further comprising a controller configured to trigger the deployment of the payload from the first payload arrangement to the second payload arrangement.

5

10

15

20

25

TARİFNAME
AÇILABİLİR BİLEŞENLERE SAHİP HAVA ARACI

İLGİLİ BAŞVURULAR

5

Başvuru Sahibi, burada referans olarak alınan, 11 Kasım 2015 tarihinde başvurusu yapılan 62/254.098 Numaralı U.S Geçici Başvurusunun hakkını talep etmektedir.

Area-I Inc. firması adına 6 Nisan 2016 tarihinde başvurusu yapılan ve “AERIAL VEHICLE WITH DEPLOYABLE COMPONENTS ” başlıklı, 15/092.219 Seri Numaralı rüçhan ABD Patent Başvurusu burada referans olarak alınmıştır.

Area-I Inc. firması adına 6 Nisan 2016 tarihinde başvurusu yapılan ve “AERIAL VEHICLE WITH DEPLOYABLE COMPONENTS” başlıklı, 295EP.001US02 Temsilci Esas Numaralı, 15/092.237 Seri Numaralı rüçhan U.S Patent Başvurusu burada referans olarak alınmıştır.

Area-I Inc. firması adına 6 Nisan 2016 tarihinde başvurusu yapılan ve “AERIAL VEHICLE WITH DEPLOYABLE COMPONENTS” başlıklı, 295EP.001US03 Temsilci Esas Numaralı, 15/092.257 Seri Numaralı rüçhan U.S Patent Başvurusu burada referans olarak alınmıştır.

Referans alınan başvuruların her birinin, bu kavramlar ve uygulamalar referans alınan başvurularda farklı sınırlamalar ve yapılandırmalarla açıklanmakta ve farklı örnekler ve terminoloji kullanılarak tarif edilmekte olsa da, burada açıklanan kavramlar ve uygulamalar için geçerli olması amaçlanmaktadır.

AÇIKLAMANIN SAHASI

30 Mevcut açıklama genel olarak insansız hava araçlarıyla ilgilidir.

ALT YAPI

İnsansız hava araçları birden fazla uygulama için kullanılabilir. Bu tip başvurular, gözetleme ve filme alma dahil olmak üzere ticari uygulamaları ve askeri uygulamalar

35

için keşif ve taktik görevleri içerir. Belirli koşullarda, belirli görev tiplerinin sağlanması için kompakt yapılandırmalar faydalı olabilir. Örneğin, kompakt yapılandırmalar alanı azaltır ve çeşitli konuşlandırma seçeneklerini sağlar. Ancak, mevcut kompakt yapılandırmalar uçuş menzili, dayanıklılık ve yük kapasitesi açısından sınırlıdır.

5

KISA GENEL BAKIŞ

Mevcut açıklamanın uygulamaları, açılabilir bileşenlere sahip gelişmiş bir hava aracı sağlamaktadır. Bu kısa genel bakış, aşağıda Ayrıntılı Tarifnamede tarif edilen kavramların bir seçimini basitleştirilmiş bir şekilde tanıtmak amacıyla sağlanmaktadır. Bu kısa genel bakışın amacı, koruması talep edilen ana konunun kilit özelliklerini veya elzem özelliklerini tanımlamak değildir. Bu kısa genel bakış ayrıca, koruması talep edilen ana konunun kapsamını sınırlamak için kullanılmı amaçında da değildir.

15 Açılabilir bileşenlere sahip insansız bir hava aracı (UAVDC) açıklanmaktadır. UAVDC bir gövde, en az bir adet kanat ve en az bir adet dengeleyici içerebilir. Bazı uygulamalarda, UAVDC ayrıca, bir itiş aracı ve/veya bir modüler taşıma yükü içerebilir. UAVDC birden fazla düzenlemede yapılandırılabilir. Örneğin, kompakt bir düzenlemede, UAVDC, gövdeye karşı yerleştirilmiş en az bir kanat ve gövdeye karşı

20 yerleştirilmiş en az bir adet dengeleyici içerebilir. Açılmış bir düzenlemede, UAVDC, gövdeden açılmış en az bir adet kanat ve gövdeden açılmış en az bir adet dengeleyici içerebilir. Genişletilmiş bir düzenlemede, UAVDC, açılan düzenlemenin bir kanat genişliğini arttırmak için iç içe geçirilmiş en az bir adet kanat içerebilir.

25 Çeşitli uygulamalarda, iç içe geçen bir kanat sistemine sahip bir UAVDC sağlanabilir. İç içe geçen kanat sistemi, büyük ölçüde boş bir iç kısım içeren bir birinci kanat kısmı, birinci kanat kısmının iç kısmının içinde yerleştirilmek üzere yapılandırılan bir ikinci kanat kısmı içerebilir. İkinci kanat kısmı, harekete geçirme üzerine, kayışın takılı segmentinin yerinden çıkarılmasının, ikinci kanat kısmının boyunun en azından bir

30 kısmını kat etmesine neden olduğu şekilde, birinci kanat kısmının iç yüzeyine bağlantılı bir kayış tahrik etmek üzere yapılandırılan bir aktüatör içerebilir.

Birinci yapılandırmada, birinci kanat kısmı ve ikinci kanat kısmı, bir birinci düzenlemede bir birinci kanat genişliğini oluşturabilmekte olup, birinci düzenleme, birinci kanat

35 kısmının iç kısmının içerisinde yerleştirilen ikinci kanat kısmını içerir. Bir ikinci

yapılandırmada, birinci kanat kısmı ve ikinci kanat kısmı, bir ikinci düzenlemede bir ikinci kanat genişliğini oluşturabilmekte olup, ikinci düzenleme, ikinci kanat kısmının boyunun en azından bir kısmı boyunca yerinden çıkarılan birinci kanat kısmını içerir.

- 5 Halen mevcut açıklamanın uygulamalarıyla uyumlu şekilde, UAVDC bir gövde ve bir birinci eksen ve bir ikinci eksen etrafında dönmek üzere yapılandırılan en az bir adet dengeleyici içerebilir. En az bir adet dengeleyici, en azından aşağıdaki düzenlemelerde yapılandırılabilir: en az bir adet dengeleyicinin gövdeye karşı yerleştirildiği bir kompakt düzenleme ve en az bir dengeleyicinin gövdeden birinci eksen etrafında dönerek
- 10 açıldığı en bir açılmış düzenleme.

- UAVDC ayrıca, en az bir adet dengeleyiciyi ikinci eksen etrafında döndürmek üzere yapılandırılan bir çubuk içerebilir. Bazı uygulamalarda, UAVDC, dengeleyicinin tabanında, aerodinamik bir etkililiği muhafaza ederken dengeleyicinin ikinci eksen
- 15 etrafında dönmesini sağlamak üzere yapılandırılan esnek bir karenaj içerebilir.

- Yine diğer uygulamalarda, UAVDC aşağıdakileri içerebilir: bir modüler taşıma yükü kısmı içeren bir gövde; bir birinci düzenlemede ve bir ikinci düzenlemede yapılandırılabilen en az bir adet kanat olup, burada birinci düzenleme, gövdeye karşı
- 20 yerleştirilen en az bir adet kanat içerir ve burada ikinci düzenleme, uçuş için bir birinci açılma açısında açılmış kanatları içerir; en az bir adet kanadın tabanında bağlı olarak konumlandırılan bir karenaj olup, karenaj, en az bir adet yarı ve en az bir adet kanadın birinci düzenlemeden ikinci düzenlemeye bir geçişini temin etmek için tasarlanan en az bir adet oyuk içeren esnek bir materyalden yapılır ve karenaj aşağıdakilerde
- 25 yapılandırılabilir haldedir: birinci düzenlemeyi barındırmak için bir birinci yapılandırma ve ikinci düzenlemeyi barındırmak için bir ikinci yapılandırma; en az bir adet kanadın birinci düzenlemeden ikinci düzenlemeye geçişini harekete geçirmek üzere yapılandırılan bir uzama şanzımanına bağlantılı bir aktüatör.

- 30 Aşağıda ayrıntılı olarak verileceği üzere, bir tekli kanadın iki adet sol ve sağ kanat kısımlarından (bir birinci kısım ve bir ikinci kısım) oluşabileceği anlaşılmalıdır. İki adet kanat kısmı, mevcut açıklama boyunca, iki kanat veya iki kanat segmenti olarak ifade edilebilir. Dolayısıyla, bazı uygulamalarda, iki kanat birinci düzenlemede gövdeye karşı istiflenebilmekte olup, istifli yapılandırma bir üst kanat ve birinci düzenlemede üst
- 35 kanadın alt kanattan dikey olarak dengelendiği şekilde bir alt kanat içerir. Yine diğer

uygulamalarda, birinci düzenlemeden ikinci düzenlemeye bir geçişte, iki kanat, ikinci düzenlemede bir kanat genişliğini genişletmek için iç içe geçmek üzere yapılandırılabilir.

- 5 Mevcut açıklamanın uygulamaları ayrıca, gövdeye karşı yerleştirilen bir birinci dengeleyici yapılandırmasından uçuş için bir ikinci açılma açısında açılan bir ikinci dengeleyici yapılandırmasına açılmak üzere yapılandırılan en az bir adet kontrol yüzeyi (örneğin dengeleyici) içerebilir.
- 10 Bazı uygulamalarda, en az bir adet dengeleyicini açılması en az bir adet yay kullanabilmekte olup, burada en az bir adet yay, en az bir adet dengeleyiciyi birinci dengeleyici yapılandırmasından ikinci dengeleyici yapılandırmasına zorlamak üzere yapılandırılır.
- 15 UAVDC ayrıca bir itme mekanizması da içerebilir. Bazı uygulamalarda, itme mekanizması bir pervane içerebilmekte olup, burada pervane, bir birinci pervane düzenlemesinde içe katlanmak ve bir ikinci pervane düzenlemesinde genişlemek üzere yapılandırılan en az bir adet eleron içerir. Gövde, birinci pervane düzenlemesinde pervanenin en az bir adet kanatçığını almak üzere yapılandırılan en az bir adet oluk
- 20 içerebilir ve pervane, aşağıdakilerin en az biri aracılığıyla ikinci pervane düzenlemesine açılmak için yapılandırılabilir: pervane pal yayları, aerodinamik kuvvet veya pervanenin bir dönüşünden bir merkezci kuvvet.

Hem yukarıdaki kısa genel bakış hem aşağıdaki ayrıntılı tarifname örnekleri 25 sağlamaktadır ve sadece açıklayıcıdır. Dolayısıyla, yukarıdaki kısa genel bakış ve aşağıdaki ayrıntılı tarifname kısıtlayıcı olarak değerlendirilmemelidir. Ayrıca, burada ortaya konulara ek olarak aksamlar veya varyasyonlar sağlanabilir. Örneğin, uygulamalar, ayrıntılı tarifnamede tarif edilen çeşitli aksam kombinasyonlarına ve alt-kombinasyonlara yönelik olabilir.

30

ŞEKİLLERİN KISA AÇIKLAMASI

Açıklamaya eklenen ve bu açıklamanın bir parçasını oluşturan ekteki şekiller, mevcut 35 açıklamanın çeşitli uygulamalarını resmetmektedir. Şekiller, Başvuru Sahiplerinin sahibi olduğu çeşitli markaların ve teliflerin temsilcilerini ihtiva etmektedir. Ek olarak, şekiller

üçüncü şahısların sahibi olduğu ve sadece tasvir amacıyla kullanılmakta olan diğer markaları da ihtiva edebilir. İlgili sahiplerine ait olanlar haricinde, burada temsil edilen çeşitli markaların ve teliflerin tüm hakları Başvuru Sahiplerine verilmiştir ve onların malıdır. Başvuru sahipleri, burada dahil edilen markalarının ve teliflerinin tüm haklarını saklı ve mahfuz tutmaktadır ve sadece verilen patentin yeniden üretimiyle bağlantılı olarak ve başka hiçbir amaçla olmayacak şekilde materyalin yeniden üretilmesine izin vermektedir.

Ayrıca, şekiller, mevcut açıklamanın belirli uygulamalarını açıklayabilen metinler veya başlıklar ihtiva edebilir. Bu metin, mevcut başvuruda ayrıntıları verilen belirli uygulamaların tasvir edici, sınırlayıcı-olmayan, emsal amaçları için dahil edilmektedir. Şekillerde:

Şekil **1A**, açılabilir bileşenlere sahip insansız bir hava aracını bir birinci yapılandırmada resmetmektedir;

Şekil **1B**, açılabilir bileşenlere sahip insansız bir hava aracını bir ikinci yapılandırmada resmetmektedir;

Şekil **1C**, açılabilir bileşenlere sahip insansız bir hava aracını bir üçüncü yapılandırmada resmetmektedir;

Şekil **2A**, bir aktüatöre bağlantılı bir uzama şanzımanının kesilip çıkarılmış bir görünüşünü resmetmektedir;

Şekil **2B**, uzama şanzımanının bir görünüşünü resmetmektedir;

Şekil **2C**, uzama şanzımanının bir başka görünüşünü ve kanat geçişinin bir yönünü resmetmektedir;

Şekil **2D**, uzama şanzımanının kanatların açıldığında dihedral açığa ve geliş açısına sahip olmasına ve yerleştirildiğinde düz yatmasına olanak sağlamasını temin etmek için bir grup şematik çizimi resmetmektedir;

Şekil **3**, iç içe geçen kanatların bir örneğini resmetmektedir;

Şekil **4A**, dengeleyicilerin bir birinci yapılandırmadaki bir örneğini resmetmektedir;

Şekil **4B**, dengeleyicilerin bir ikinci yapılandırmadaki bir örneğini resmetmektedir;

Şekil **4C**, dengeleyicilerin bir birinci yapılandırmadaki bir başka görünüşünü resmetmektedir;

Şekil **4D**, dengeleyicilerin bir ikinci yapılandırmadaki bir başka görünüşünü resmetmektedir;

Şekil **4E**, bir birinci dönme açısındaki dengeleyicilerin bir örneğini resmetmektedir;

- Şekil 4F, bir ikinci dönme açısındaki dengeleyicilerin bir örneğini resmetmektedir;
- Şekil 4G, bir üçüncü dönme açısındaki dengeleyicilerin bir örneğini resmetmektedir;
- Şekil 5, açılabilir pervane pallerinin bir örneğini ve bir açılma yönünü resmetmektedir;
- Şekil 6A, bir modüler taşıma yükünün bir örneğini resmetmektedir;
- 5 Şekil 6B, bir modüler taşıma yükünün, açılabilir bileşenler bir birinci yapılandırma halindeyken bir örneğini resmetmektedir;
- Şekil 6C, bir modüler taşıma yükünün, açılabilir bileşenler bir ikinci yapılandırma halindeyken bir örneğini resmetmektedir;
- Şekil 6D, bir kompakt yapılandırmadaki bir başka modüler taşıma yükünün bir örneğini
- 10 resmetmektedir;
- Şekil 6E, bir açılmış yapılandırmadaki bir modüler taşıma yükünün bir örneğini resmetmektedir;
- Şekil 7, bir anten için potansiyel konumları resmetmektedir;
- Şekil 8, bir pervaneyi ve ilişkili bileşenlerini resmetmektedir;
- 15 Şekil 9, pervane pallerini katlı bir yapılandırmada almak üzere yapılandırılan, gövdedeki olukları resmetmektedir;
- Şekil 10A, kanatlar tarafından kuşatılmış bir pervane palini resmetmektedir;
- Şekil 10B, bir serbest akışla yönlendirilmiş, açılmış bir pervane palini resmetmektedir;
- Şekil 11A, bir birinci yapılandırmadaki bir karenajı resmetmektedir;
- 20 Şekil 11B, karenajı ikinci yapılandırmada resmetmektedir;
- Şekil 11C, mıknatıslar içeren karenajı resmetmektedir;
- Şekil 12A, eleron kontrol edilmesi için bileşenleri resmetmektedir;
- Şekil 12B, eleronlar için birden fazla yapılandırmayı resmetmektedir;
- ŞEKİL 13, UAVDC'nin dahili yapılandırmasının bir örneğini resmetmektedir;
- 25 Şekil 14, açılabilir bileşenlere sahip insansız hava aracının kullanılmasının bir yöntemini resmetmektedir ve
- Şekil 15, aygıtın çalışmasının sağlanması için bir bilgisayar UAVnı içeren bir sistemin bir sütunlu diyagramıdır.

30 **DETAYLI AÇIKLAMA**

- Bir ön husus olarak, ilgili teknikte normal uzmanlığa sahip bir kişi tarafından, mevcut açıklamanın geniş kullanım ve uygulama alanına sahip olduğu kolayca anlaşılacaktır. Anlaşılması gerektiği üzere, herhangi bir uygulama, açıklamanın yukarıda-açıklanan
- 35 yönlerinin sadece birini veya birden fazlasını içerebilir ve ayrıca yukarıda-açıklanan

5 aksamaların sadece birini veya birden fazlasını içerebilir. Ayrıca, “tercih edilen” olarak müzakere edilen ve tanımlanan herhangi bir uygulama, mevcut açıklamanın uygulamalarının gerçekleştirilmesi için düşünülen bir en iyi modun parçası olarak ele alınmaktadır. Tam ve etkin bir açıklama sağlamak için ilave betimleyici amaçlar

10 Dolayısıyla, uygulamalar burada bir veya daha fazla uygulamaya göre ayrıntılı olarak tarif edilirken, bu açıklamanın mevcut açıklamanın tasviri ve emsali olduğu ve yalnızca tam ve etkin bir açıklama sağlama amacıyla yapıldığı anlaşılmalıdır. Bir veya daha fazla uygulamanın burada ayrıntılı açıklaması, burada sunulan bir patentin herhangi bir isteminde sağlanan patent korumasının, istemler ve istemlerin muadilleri tarafından

15 tanımlanan kapsamını kısıtlama amacıyla olmadığı gibi bu şekilde olduğu anlamı da çıkarılmamalıdır. Patent korumasının kapsamının, istemin kendisinde bariz şekilde görülmeyen ve burada bulunmuş olan bir sınırlamanın herhangi bir isteme okunmasıyla tanımlanması amaçlanmamaktadır.

20 Böylelikle, örneğin, burada tarif edilen çeşitli işlemlerin veya yöntemlerin herhangi bir sırası (sıraları) ve/veya zamansal sırası betimleyicidir ve kısıtlayıcı değildir. Dolayısıyla, her ne kadar çeşitli işlemlerin veya yöntemlerin adımları dizili veya zamansal sıralı olarak gösterilebilmekte ve tarif edilebilmekte olsa da, bu tip herhangi bir işlemin veya yöntemin adımları, aksini gösteren bir durum olmadığı sürece, herhangi bir belirli dizi

25 veya sırada gerçekleştirilecek olmayla sınırlı değildir. Gerçekten de, bu tip işlemler veya yöntemlerdeki adımlar genel olarak, halen mevcut buluşun kapsamında oldukları halde çeşitli farklı sıralarda gerçekleştirilebilir. Dolayısıyla, patent korumasının kapsamının, burada ortaya konulan tarifnameden ziyade sunulan istem(ler) tarafından tanımlanması amaçlanmaktadır.

30

Ek olarak, burada kullanılan her bir terimin, teknikte normal uzmanlığa sahip bir kişinin bu terimi, bu terimin buradaki kavramsal kullanımına dayalı olarak geldiği anlamı anlayabileceği anlamı ifade ettiğini kaydetmek önemlidir. Burada kullanılan bir terimin – teknikte normal uzmanlığa sahip kişi tarafından bu terimin kavramsal kullanımına

35 dayalı olarak anlaşıldığı üzere – anlamının herhangi bir şekilde bu terimin herhangi bir

belirli sözlük tanımından farklı olması halinde, bu terimin anlamının, teknikte normal uzmanlığa sahip kişi tarafından anlaşılan anlamının geçerli olması amaçlanmaktadır.

35 U.S.C. §112.16'nın tatbik edilebilirliği ile ilgili olarak, hiçbir istem ögesi, bariz "için araç" veya "için adım" ifadesi bu istem ögesinde fiilen kullanılmadığı sürece bu yasa hükmüne göre okunma amaçlı değildir, bunun üzerine yasa hükmü, bu istem ögesinin yorumlanmasında geçerli olma amacındadır.

Ayrıca, burada kullanıldığı şekliyle, "bir" ifadesinin her birinin genellikle "en az bir"i simgelediğinin ancak kavramsal kullanım aksini göstermediği sürece birden fazlayı da hariç tutmadığının kaydedilmesi önemlidir. Burada ögelerin bir listesini birleştirmek üzere kullanıldığında, "veya" ögelerin en az birini" simgelemekte ancak listenin birden fazla ögesini hariç tutmamaktadır. Son olarak, burada ögelerin bir listesini birleştirmek üzere kullanıldığında "ve" ifadesi "listelerin ögelerinin tamamını" simgelemektedir.

Aşağıdaki ayrıntılı tarifname, ekli şekillere atıfta bulunmaktadır. Uygun olduğu yerlerde, aynı veya benzer ögeleri ifade etmek için şekillerde ve aşağıdaki tarifnamede aynı referans numaraları kullanılmaktadır. Açıklamanın birçok uygulaması tarif edildiği halde, modifikasyonlar, uyarlamalar ve diğer uygulamalar da mümkündür. Örneğin, şekillerde resmedilen öğelere ikameler, ilaveler veya modifikasyonlar yapılabilir ve burada tarif edilen yöntemler, açıklanan yöntemlere ikame, yeniden düzenleme yapılarak veya aşamalar ekleyerek modifiye edilebilir. Dolayısıyla, aşağıdaki ayrıntılı tarifname açıklamayı sınırlamamaktadır. Mevcut açıklama başlıklar ihtiva etmektedir. Bu başlıkların referans olarak kullanıldığı ve başlık altında açıklanan konu husus üzerinde sınırlayıcı olarak düşünülmemesi gerektiği anlaşılmalıdır.

Mevcut açıklama birçok yön ve özellik içermektedir. Üstelik, birçok yön ve özellikle insansız hava araçları bağlamıyla ilgili olsa ve bu bağlamda tarif edilse de, mevcut açıklama sadece bu bağlamda kullanımla sınırlı değildir. Örneğin, mevcut açıklamanın uygulamaları insanlı ve insansız hava araçlarında kullanılabilir.

I. GENEL BAKIŞ

Bu genel bakış, aşağıda ayrıntılı olarak tarif edilen seçili kavramları basitleştirilmiş bir biçimde tanıtmak için sağlanmaktadır. Bu genel bakış, koruması talep edilen ana

konunun kilit özelliklerini veya elzem özelliklerini tanımlama amacıyla değildir. Bu genel bakış ayrıca, koruması talep edilen konunun kapsamını sınırlayıcı olarak kullanılma amacıyla da değildir.

5 Açılabilir bileşenlere sahip gelişmiş bir insansız hava aracı (UAVDC), burada açıklanan çeşitli uygulamalarda sağlanmaktadır. UAVDC'nin çeşitli yönleri konvansiyonel insansız hava araçlarına göre, bunlarla sınırlı kalmamak kaydıyla, örneğin, gelişmiş taşınabilirlik, açılma, açılma-sonrası uçuş kontrolüne geçiş, aerodinamik etkililik ve uçuş dayanıklılığı, taşıma yükü kapasitesi ve konvansiyonel insansız hava araçlarına göre maksimize edilmiş görev kapasitesi dahil olmak üzere gelişmelere yol açmaktadır. 10 Aşağıda ayrıntılı olarak verileceği üzere, mevcut açıklamanın UAVDC'si, bunlarla sınırlı kalmamak kaydıyla, örneğin, firar-kenarı menteşeli eleronlar, açılabilir dengeleyiciler, şanzıman, karenaj ve iç içe geçen kanat uygulamaları dahil olmak üzere yukarıda belirtilen gelişmelere yol açan bir dizi aksam içermektedir.

15

UAVDC, birden fazla düzenlemede yapılandırılabilir. Bir birinci yapılandırma, örneğin, depolama ve fırlatma uygulamalarında uygun bir kompakt düzenleme olabilirken, bir ikinci uygulama, örneğin, fırlatmadan sonra düzelme ve uçuş için uygun bir açılmış düzenleme olabilir ve bir üçüncü düzenleme, örneğin, yüksek-dayanıklı uçuş için uygun 20 bir genişletilmiş düzenleme olabilir. Aşağıda ayrıntılı olarak verileceği üzere, UAVDC, gelişmiş UAVDC'nin avantajlarının bazılarını daha yüksek hızlarda sağlamak için bu üç yapılandırma arasındaki ara yapılandırmalarda tamamen fonksiyonel ve çalıştırılabilir olabilir.

25 Şekil 1A, bir birinci yapılandırmanın (örneğin, kompakt düzenleme (102)) bir örneğini resmetmektedir. Kompakt düzenleme (102), UAVDC'nin uygun depolanmasını ve nakliyesini sağlayabilir. Ek olarak, kompakt düzenleme (102), örneğin, bir borudan fırlatılma veya, örneğin, uçağın silah/bomba salanından veya kanat eklemesinden bırakılma gibi belirli fırlatma yöntemlerini sağlayabilir.

30

Mevcut açıklamanın uygulamalarıyla tutarlı olarak, UAVDC fırlatma sonrasında, fırlatma sonrası düzelmenin ve yüksek-hızlı uçuşun yüksek aerodinamik yüklerinden sağ salim çıkmak için uygun olan açılmış düzenlemeye açılabilir. Uçuş esnasında, UAVDC ayrıca, etkili, uzun-dayanıklı uçuş için uygun olan genişletilmiş düzenlemeye

de açılabilir. “Açılmak” ve “açılma” terimlerinin, bir UAVDC yapılandırmasından bir diğere hareket eden açılabilir bileşenleri ifade edebileceği anlaşılmalıdır.

Şekil **1B**, bir ikinci yapılandırmanın (örneğin, açılmış düzenleme (**104**)) bir örneğini resmetmektedir. Açılmış bir düzenleme (**104**) kullanılarak, uygulamalar, yüksek bir 5 hava hızında uçuşla veya yüksek-g kaldırma manevralarıyla ilişkili daha yüksek aerodinamiklere dayanabilir. Bu şekilde, ara yapılandırmaların en az biri (örneğin, açılmış düzenleme (**104**)), UAVDC'nin fırlatıldığı ve üçüncü yapılandırmanın dayanabileceği bir hava hızına yavaşlatılmadığı bir fırlatma sonrası düzelmede 10 kullanılabilir. Dahası, açılmış düzenleme yüksek-hızlı uçuşa, genişletilmiş düzenlemeden daha etkili bir şekilde dayanabilir.

Şekil **1C**, bir üçüncü yapılandırmanın (örneğin, bir genişletilmiş düzenlemenin (**105**)) bir örneğini resmetmektedir. Genişletilmiş düzenlemenin kullanılmasıyla, UAVDC artan bir 15 aerodinamik etkililik (yani uçuş dayanıklılığı) seviyesinin yanı sıra artan taşıma yükü ağırlığı kapasitesini elde edebilir. Çeşitli uygulamalarda, ikinci yapılandırma (örneğin açılmış düzenleme (**104**)) ve üçüncü yapılandırma (örneğin genişletilmiş düzenleme (**105**)) ortak, ancak kanatların iç içe geçmiş yer değiştirme seviyesine bağlı kanat genişliklerine sahip bir düzenleme olarak ifade edilebilir.

20 Aşağıda ayrıntılı olarak verileceği üzere, kompakt düzenlemeden (**102**) genişletilmiş düzenlemeye (**105**) geçiş esnasında, mevcut uygulamanın uygulamalarına göre bir UAVDC, bunlarla sınırlı kalmamak kaydıyla, aşağıdakilerin en az birini uygulayabilir: uzamak ve/veya iç içe geçmek üzere yapılandırılabilen kanatlar (**110**), ton kontrolünü 25 sağlayan bir veya daha fazla firar-kenarı menteşeli kontrol yüzeyi (“eleronlar”) (**120**), bir veya daha fazla katlanır harekete geçirme dengeleyicileri (**125**), bir veya daha fazla esnek aerodinamik karenaj (**130**), bir veya daha fazla itiş mekanizması (örneğin katlanır pervane (**135**)) ve bir modüler taşıma yükü (**140**).

30 Diğer uygulamalarda, UAVDC, birinci yapılandırmayla ikinci yapılandırma veya ikinci yapılandırmayla üçüncü yapılandırma arasında ara yapılandırmalar içerebilir. Ara yapılandırmalarda, kanatlar (**110**) uzamanın veya iç içe geçmenin çeşitli aşamalarında olabilir. Firar-kenarı eleronların (**120**) ve harici olarak iç içe geçmiş dış kısımların (**310**) kullanılmasının, birinci yapılandırmadan üçüncü yapılandırmaya geçişler esnasında

UAVDC'nin kesintisiz olarak kontrollü uçuşu muhafaza etmesini sağlayabileceği anlaşılmalıdır.

Birinci yapılandırmada, açılmadan önce, yukarıda belirtilen kanatlar (110), dengeleyiciler (125) ve pervane, UAVDC'nin bir gövdeye (106) karşı yerleştirilebilir (yani, araç fırlatması esnasında katlanır ve yoldan kaldırılır). Karenaj (130) kanatları (110) yerleşik yapılandırmalarında barındırmak için bükülebilir ve daha sonra kanatların (110) bir uzama hareketini barındırmak amacıyla bir şekilde bükülmek üzere yapılandırılabilir. Fırlatıldığında, UAVDC birinci yapılandırmadan ikinci yapılandırmaya dönüşebilir. İkinci yapılandırmada, kanatlar (110) (karenajın (130) uzama hareketini sağlayacak bir şekilde bükülmesiyle) bir dışa doğru uzama hareketi yoluyla açılabilir. Şekil 2C, bir dışa doğru uzama hareketini (250) resmetmektedir. Aşağıda ayrıntılı olarak verileceği üzere, dışa doğru uzama hareketi (250), bununla sınırlı kalmamak kaydıyla, örneğin, bir aktüatöre bağlantılı bir uzaman şanzımanı tarafından sağlanabilir. Şekiller 2A-2C, bir aktüatöre (210) bağlantılı bir uzama şanzımanının (205) bir örneğini resmetmektedir. Ayrıca, kanatların (110) uzama hareketi (250), aerodinamiklerin optimize edilmesi için ayarlanabilir kanat açıları sağlayabilir. Karenaj (130), kanatları (110) depolanmış yapılandırmanın yanı sıra uzama hareketinde (250) barındırmak için tasarlanabilir. Ayrıca, karenaj (130), Şekil 11B'de gösterildiği üzere, UAVDC'nin aerodinamik bütünlüğünün muhafaza edilmesi amacıyla kanatlar (110) etrafında kapanabilir.

Kanatları (110) uzatmanın yanı sıra kanatları (110) optimal dihedral açılarıyla (265) ve geliş açılarıyla (275) yönlendirmek üzere yapılandırılan bir şanzımanının (205) uygulanmasıyla, mevcut açıklamanın uygulamaları, konvansiyonel sistemlere göre gelişmeler sağlayabilir. Örneğin, konvansiyonel sistemlerde, uzayan kanatlar ve kanat açısı ayarlamaları uygulayan uçaklar, kanat açılarının yönlendirilmesi için ikincil mekaniklerin kullanılmasını gerektirmektedir. Bu tip ikincil mekanikler ağırlık ve maliyet eklemenin yanı sıra, ilave arıza modlarına da neden olmaktadır.

Yine mevcut açıklamanın uygulamalarına göre, kanatlar (110) ayrıca, üçüncü yapılandırmada iç içe geçmek (yani, boy olarak genişlemek) üzere yapılandırılabilir. Bu şekilde iç içe geçen kanatlar bir sabit iç kısım ve bir veya daha fazla büyük ölçüde boş, açıldığında daha uzun bir kanat genişliği sağlamak için bitişik kısımlar boyunca kayan dış kısımlar içerebilir. Şekil 3, gövdeye (106) takılan bir sabit iç kısım ve bir dış kısım

(310) içeren iç içe geçen kanatların (110) bir örneğini resmetmektedir. Diğer uygulamalarda, birden fazla yuvalanmış dış kanat kısmı uygulanabilir. Bu şekilde, kanatlar (110) kompakt bir düzenlemede (102) depolanabilir ve daha sonra, genişletilmiş düzenleme (105) esnasında ilave kaldırma sağlamak için uzayabilir (yani, 5 birbirinin içinden çıkabilir). Aşağıda ayrıntılı olarak verileceği üzere, mevcut açıklamanın uygulamalarına göre bir iç içe geçme mekanizması ("iç içe geçme aracı"), örneğin, kanatların uzatılması ve/veya geri çekilmesi için bir kayış sistemi (315), bir makas mekanizması veya bir piston mekanizması kullanılabilir.

10 Mevcut açıklamanın uygulamalarına göre iç içe geçme aracı, yapılandırmalar arasındaki geçiş boyunca tono kontrolünü muhafaza ederken, maksimize bir kanat genişliği sağlar. Örneğin, iç kısım sabit olduğundan, dış kısımlar, sabit iç kısmın dış kısmın içerisinde yer almasını sağlamak amacıyla büyük ölçüde boş bir iç kısım içerebilir. Dış kısım daha sonra dışa doğru, gövdeden (106) uzağa kayabilir (yani, 15 dışarı çıkabilir), böylelikle dışarı çıktıkça sabit iç kısmı açığa çıkartır. Firar-kenarı monteli kontrol yüzeyleri (örneğin, eleronlar (120) dış kısma monte edilir ve bu nedenle açılma ve dışarı uzama işlemi boyunca açığa çıkar ve kullanılırlar; bu şekilde, UAVDC'nın kanat genişliği uzayabilirken geçiş esnasında (örneğin, iç kısım konumuna göre dış kısım konumuna bakmaksızın) kontrollü uçuş kesintisiz olarak muhafaza edilir.

20

Bazı uygulamalarda, iç kısmın (305) gövdeye (106) bağlanırken, dış kısım (310) gövdeden (106) dışarı doğru içerden çıkabilir. Firar-kenarı eleronları (120), tono kontrolünün temin edilmesi için dış kısma (310) bağlanabilir. Bu şekilde, firar-kenarı eleronları (120), kanatlar (110) uzatılmamış olmadığında bile tono kontrolünü 25 sağlayabilir. Firar-kenarı eleronları (120), bu sayede kanadın (110) için yapılandırmasındaki genel genişliğini maksimize eden şekilde dış kısmın (310) bir iç hacminin maksimize edilmesi amacıyla kanadın en-arkadaki bir noktasında bir menteşeyle bağlanabilir. Çeşitli uygulamalarda, rüzgarlıklar gibi, kanat kontrol yüzeylerinin diğer yapılandırmaları, mevcut açıklamanın özü ve kapsamı dahilinde 30 uygulanabilir.

Boş dış iç içe geçen kanat kısmının (310) ve firar-kenarı menteşeli kanatçığın (120) uygulanmasıyla, birden fazla gelişme kaydedilir. Tipik bir iç içe geçen kanat, sabit iç panelin içerisinde depolanan iç içe geçen dış panelleri kullanır, bu durum, kanat 35 panelleri dışarı uzamış bir duruma ulaşana kadar dış panellere monte edilmiş

eleronların kullanımını olanaksız kılar. Ayrıca, konvansiyonel eleron uygulamaları kanat yüzeyinin kendisinin içinde yapılandırılır, böylelikle kanatta mevcut olan iç hacmin miktarını indirger. İndirgenmiş iç hacim, bir iç içe geçen kanat sistemindeki bir iç kanat kısmı yerleşiminin mevcut derinliğini azaltır, böylelikle iç içe geçmiş bir yapılandırmada daha küçük bir yer değiştirmeye yol açar. Bu şekilde, konvansiyonel tono kontrolü yüzeyleri, iç içe geçmiş bir kanadın n UAV i uzunluğunu indirgeyebilir.

Fırar-kenarı menteşeli eleronların (120) iç içe geçen kanadın (110) dış kısmına (310) takılması, iç içe geçen kanadın (110) iç kısmının (305), dış kısmın (310) içinin daha da içerisinde yerleştirilmesini temin ederken, kanatlar uzayıp çıkmadan önce, uçuşun açılmış düzenlemede muhafaza edilmesi için gerekli tono kontrolünü sağlamaya devam eder. Buna karşılık olarak, kanatlar (110) dışarı uzadığında, dış kısmın (310) yer değiştirmesi, diğer iç içe geçen kanat sistemlerinkinden daha büyük bir aralığa artırılır, böylece kompakt yapılandırmalar yapabilen konvansiyonel bir hava aracına göre artan kanat genişliği faydalarına yol açar. Yine ayrıca, iç içe geçen kanadın (110) gövdeden uzanan dış kısmı (310), fırar-kenarı menteşeli eleronların (120), UAVDC'nın artan tono kontrolünü sağlamasını temin eder.

Mevcut açıklamanın uygulamalarına göre, kontrol yüzeyleri (örneğin, fırar-kenarı menteşeli eleronlar (120), UAVDC'nın tüm yapılandırılmalarında çalıştırılabilir. Yani, kontrol yüzeyleri kompakt düzenlemede (102), açılmış düzenlemede (104) ve genişletilmiş düzenlemede (105) kullanılabilir. Ayrıca, kontrol yüzeyleri, o düzenlemelerin her birinin arasındaki geçiş evreleri esnasında da çalıştırılabilir.

Örneğin, fırar-kenarı menteşeli eleronları (120), UAVDC için fırlatma-sonrası dengeleme sağlamak amacıyla, birinci yapılandırmayla (örneğin, kompakt düzenleme (102)) açılmış düzenleme (104) (örneğin, çalışmada yaklaşık 45-derecelik bir uzamayla kenetlenen) arasında çalıştırılabilir. Dahası, fırar-kenarı menteşeli eleronları (120), uçuş kontrolünün sağlanması için UAVDC açılmış düzenlemedeyken (104) ve ayrıca açılmış düzenlemeyle (104) genişletilmiş düzenleme (105) arasındaki geçiş aşamasında da kullanılabilir. Son olarak, fırar-kenarı menteşeli eleronları (120), ilave, daha etkili uçuş kontrolü sağlamak için genişletilmiş düzenlemede de (105) çalıştırılabilir.

UAVDC'nın bir veya daha fazla dengeleyicisi (125), ara yapılandırmalarda, ikinci yapılandırmada ve/veya üçüncü yapılandırmada açılabilir. Dengeleyiciler (125), Şekiller

4A-4D'de gösterildiği üzere, eksen (430) etrafında dönerek bir birinci dengeleyici yapılandırmasından (450) bir ikinci dengeleyici yapılandırmasına (455) açılabilir. İkinci dengeleyici yapılandırmasına (455) açıldığında, dengeleyici (125) ayrıca, eksen (425) etrafında dönerek uçuş kontrolünü sağlayacak şekilde bir kontrol yüzeyi görevi de görebilir. Diğer uygulamalarda, dengeleyiciler (125) hava direnciyle etkileşime üzerine açılabilir. Örneğin, dengeleyiciler (125) bir hava akışıyla etkileşime girdiğinde, ortaya çıkan bir sürüklenme kuvveti dengeleyicilerin (125) açılmış bir yapılandırmaya hareket etmesine neden olabilir. Dengeleyiciler (125) açıldığında, servolar (410) dengeleyicileri (125) eksen (425) etrafında harekete geçirebilir. Şekiller 4E-4G, dengeleyicileri (125), eksen (425) etrafındaki çeşitli dönüş açılarında, açılmış yapılandırmada resmetmektedir.

Mevcut açıklamada dengeleyiciler (125) olarak uygulanan açılabilir kontrol yüzeyleri, konvansiyonel sistemlere göre, örneğin, ayarlama için kumanda bileşenlerine (örneğin, aktüatörler ve bağlantılar) gerek olmadan otomatik açılmayı sağlayarak daha gelişmiştir. Ayrıca, esnek bir kareyaj uygulanarak, aerodinamik etkililikleri geliştirilebilir. UAVDC'nin uygulamalarının tümünün yukarıda bahsedilen bileşenlerin tümünü içermeyebileceği, UAVDC'nin diğer uygulamalarının ilave bileşenleri içerebileceği ve diğer uygulamaların hala, mevcut açıklamada tarif edilen uygulamaların çeşitli kombinasyonlarını içerebileceği anlaşılmalıdır.

UAVDC'nin pervanesi (135), hava direnciyle etkileşime girilmesi üzerine açılabilir. Diğer uygulamalarda, yaylar ve/veya pervanenin (135) bir dönüşünden gelen merkezci kuvvet, pervanenin (135) açılmasında uygulanabilir. Şekil 5, pervanenin (135) bir örneğini ve pervane palleri (510) için bir açılma yönünü (505) resmetmektedir.

Mevcut açıklamanın uygulamalarına göre bir UAVDC, modüler bir taşıma yükü (140) almak üzere yapılandırılabilir. Bazı uygulamalarda, modüler taşıma yükü (140), hem birinci hem ikinci yapılandırmada sabit kalabilir. Sınırlayıcı-olmayan örnek yoluyla, modüler taşıma yükü (140), gövdenin (106) bir burnu görevini yaparak UAVDC'nin içine kurulabilir. Şekil 6A, gövdeye (106) sabit bir konumda (605) takılmak üzere yapılandırılan birden fazla modüler taşıma yükünün (140) bir örneğini resmetmektedir. Modülerliği kolaylaştırmak için, modüler taşıma yükü (140), pimler (615) çevresinde bir döndürerek-kilitlenme biçiminde kancalamak üzere yapılandırılan kancalar (610) içerebilir. Bu şekilde, modüler taşıma yükü (140) gövdenin (106) içine sokulabilir. Bir

kabartı (**620**) modüler taşıma yükünü yönlendirebilir ve modüler taşıma yükünden (**140**) gövdeye (**106**) hızlı bir geçiş sağlar. Ayrıca, pimler (**615**), kendilerini bir somun etrafında sıkıştırmak, böylelikle kancaları (**610**) ve dolayısıyla modüler taşıma yükünü (**140**) yerinde sabitleyen vida yivleri içerebilir. Diğer uygulamalarda, modüler taşıma

5 yükü (**140**), gövde (**106**) içine gömülü oyukların içine oturmak için yapılandırılan çıkıntılar içerebilir. Modüler taşıma yükü (**140**) gövdenin (**106**) içine, çıkıntıları almak için yapılandırılan ve modüler taşıma yükünü (**140**) gövdeye (**106**) kilitlemek için döndürülen oyuklar boyunca sokulabilir.

10 Modüler taşıma yükü (**140**) sabit bir konumda (**605**) kilitlenebilirken, modüler taşıma yükünü, sırasıyla, bir birinci yapılandırmada (**630**) ve bir ikinci yapılandırmada (**635**) resmeden Şekiller **6B** ve **6C**'de gösterildiği üzere, içerisinde açılabilir bileşenler içerebilir.

15 Diğer uygulamalarda, modüler taşıma yükü (**140**), gövdeye (**106**) göre konum için en az iki yapılandırmaya sahip olabilir. Şekil **6D**, modüler taşıma yükünün (**140**) bir birinci konumdaki (**640**) bir başka örneğini resmetmektedir; Şekil **6E**, modüler taşıma yükünü (**140**) bir ikinci konumda (**645**) resmetmektedir. Örneğin, UAVDC birinci yapılandırmadayken ("kompakt yapılandırma") modüler taşıma yükü (**140**) birinci

20 konumda (**640**) ayarlanabilir ve ikinci yapılandırmadayken ikinci bir konuma (**645**) açılır. Sınırlayıcı-olmayan örnek yoluyla, modüler taşıma yükü, gövdeden dışarı çıkan bir kola (**655**) ayarlanan bir algılama UAV (**650**) olabilir.

Mevcut açıklamanın uygulamaları konvansiyonel insansız hava araçlarına göre,

25 aşağıdaki örneklerle sınırlı kalmamak kaydıyla, gelişmeler sağlayabilir:

- Uçuş dayanıklılığını arttıran gelişmiş aerodinamik etkililik;
- Artan taşıma yükü kapasitesi;
- Bir paraşüt veya balon gibi harici aerodinamik işlemlerin yardımı olmadan

30 fırlatma ve uçuşa geçiş ve

- Maksimize edilen görev kapasitesi (yani, modüler taşıma yükü ve yeniden ayarlanabilir ve oldukça etkili çatkısı, UAVDC'nin, örneğin, bunlarla sınırlı kalmamak kaydıyla, İstihbarat Gözetleme Keşif (ISR), Sinyal İstihbaratı (SIGINT), hava, jeofizik, çevresel ve benzerleri gibi daha çeşitli görevleri etkili

35 bir şekilde yerine getirmesine olanak sağlar).

Hem yukarıdaki genel bakış hem aşağıdaki ayrıntılı tarifname, örnekler sağlamaktadır ve sadece açıklayıcıdır. Dolayısıyla, yukarıdaki genel bakış ve aşağıdaki ayrıntılı tarifname, kısıtlayıcı olarak değerlendirilmemelidir. Ayrıca, burada ortaya konulara ek olarak aksamlar veya varyasyonlar sağlanabilir. Örneğin, uygulamalar, ayrıntılı tarifnamede tarif edilen çeşitli aksam kombinasyonlarına ve alt-kombinasyonlarına yönelik olabilir.

II. YAPILANDIRMA

10

Şekil **1C**, mevcut açıklamanın uygulamalarına göre bir UAVDC'yı resmetmektedir. Mevcut açıklamanın uygulamaları bir gövde (**106**), bir veya daha fazla anten (**705**), güç kaynağı (**1310**), uzamak ve/veya iç içe geçmek için ayarlanabilen kanatlar (**110**), dengeleyiciler (**125**) ve taşıma yükü (**140**) içerebilir. Diğer uygulamalar, örneğin, pervane (**145**) gibi bir itme mekanizması içerebilir.

15

Gövde (**106**), bununla sınırlı kalmamak kaydıyla, örneğin, karbon fiberden oluşabilir. Ayrıca, gövde (**106**), bununla sınırlı kalmamak kaydıyla, örneğin, bir kompozit materyalden (örneğin, fiberglas, Kevlar, Spectra) oluşabilir. Çeşitli uygulamalarda, bununla sınırlı kalmamak kaydıyla, 3D baskılı plastikler dahil olmak üzere plastikler kullanılabilir. Gövde (**106**), hızın ve azalmış hava direncinin kolaylaştırılması için aerodinamik bir yapılandırmaya sahip olabilir.

20

Şimdi Şekil **7**'ye istinaden, anten (**705**), UAVDC'nın çeşitli kısımlarında konumlandırılabilir. Örneğin, anten (**705**) sabitlenebilir ve bazı uygulamalarda, konformal (yani, gövdenin (**106**) kaplamasının içine yerleşik) olabilir. Alternatif olarak, anten (**705**) açılabilir olabilir. Örneğin, anten (**705**) gövdeden (örneğin, bir yay vasıtasıyla) bir menteşe üzerinde dışarı açılmak üzere ayarlanabilir. Bir başka örnek olarak, Şekil **7**'de resmedildiği üzere, anten (**705**), dengeleyicilerin (**125**) en az birinin içine yerleştirilebilir. Bu şekilde, dengeleyiciler (**125**) açıldığında, anten de (**705**) açılabilir. Diğer uygulamalarda ve Şekiller **6D** ve **6E**'de resmedildiği üzere, modüler taşıma yükü (**140**) anten (**705**) olarak uygulanabilir. Bu şekilde, anten (**705**) kola (**655**) takılabilir ve gövdeden (**106**) uzamak üzere ayarlanır. Yine diğer uygulamalarda, UAVDC içinde birden fazla anten entegre edilebilir.

30

35

Anten (705), Şekil 15'e istinaden daha ayrıntılı olarak verilen şekilde, bir yerleşik kumandayla elverişli iletişimde olabilir. Bu şekilde, anten (705), uzak bir konuma (örneğin, bir UAVDC operatörüne) verileri hem gönderebilir hem buradan alabilir. Örneğin, anten (705), uzak-konumlu bir operatörden kontrol sinyallerini almak için kullanılabılır. Kontrol sinyalleri, buna göre UAVDC'yı çalıştırabilen yerleşik kumanda tarafından işlenebilir ve çözülebilir. Ayrıca, anten (705), UAVDC'dan çeşitli verileri, örneğin, uzakta yer alan operatöre iletmek için kullanılabılır.

Verilere, bunlarla sınırlı kalmamak kaydıyla, örneğin, UAVDC'da yerleşik çeşitli sensörler (örneğin, modüler taşıma yükü (140) içerisindeki sensörler) tarafından toplanan sensör verilerini içerebilir. Yine diğer uygulamalarda, veriler UAVDC için, bunlarla sınırlı kalmamak kaydıyla, örneğin, küresel konumlandırma verisi, akselerometre verisi, jiroskopik veri, ivme verisi ve benzerleri dahil olmak üzere telemetrik verileri içerebilir. Bazı uygulamalarda, yukarıda belirtilen veriler, iletim öncesinde yerleşik kumanda tarafından toplanabilir, işlenebilir ve şifrelenebilir.

UAVDC'nın çeşitli itme mekanizmalarıyla yapılandırılabilceği ve Şekil 8'de resmedilen pervanenin (135) sadece resmedilen bir varyasyonu olduğu anlaşılmalıdır. Diğer itme mekanizmalarına, bunlarla sınırlı kalmamak kaydıyla, roketler jet motorları ve sıkıştırılmış gaz alevleri dahil olabilir. Dahası, bazı uygulamalarda, UAVDC bir planörün özelliklerine sahip olabileceğinden, hiç itme gerekli olmayabilir. Bu tip uygulamalarda, UAVDC, örneğin, bir borudan fırlatılabilir veya, örneğin, görev hedefine süzülme menziline sahip bir uçaktan bırakılabilir. Buradaki çeşitli uygulamalarda tarif edildiği üzere UAVDC'nın çeşitli özellikleri, UAVDC'ya, ilave itme gereği olmadan görevini tamamlaması için (örneğin, aşağıda Şekil 14'e istinaden ayrıntılı olarak verilen açılma üzerine) yeterli uçuş süresini sağlayabilir.

Pervane (135), gövdeye (106) karşı katlanan pervane palleri (510) içerebilir. Pervane (135) iki pervane paline (510) sahip olarak gösterilmiş olduğu halde, daha fazla ve veya ha pervane palinin kullanılabileceği anlaşılmalıdır. Örneğin, sadece bir adet pervane pali kullanılabılır. Şekil 9'da resmedildiği üzere, gövde (106), pervane pallerini (510) katlanmış bir yapılandırmada almak için yapılandırılan oluklar (905) içerebilir. Uçuş esnasında, pervane (135), örneğin, pervaneye karşı hava basıncı (örneğin, sürüklenme nedeniyle) veya pervanenin (135) dönüşünden kaynaklanan merkezci kuvvet aracılığıyla açılabilir. Diğer uygulamalarda, pervane (135), hızlı bir açılmaya olanak

sağlamak ve böylelikle pervane pallerinin (510) pervane (135) tamamen açılmadan önce dengeleyicilere (125) çarpmasını engellemek için yaylar (örneğin, burulma yayları (805)) kullanılarak açılabilir.

- 5 Şekillerin birçoğu pervaneyi (135) arkadan-monteli bir konumda resmetmekte olsa da, bir itme mekanizmasının sağlandığı uygulamalarda, pervanenin (135) UAVDC'nin farklı konumlarında yapılandırılabilmesi anlaşılmalıdır. Örneğin, bazı uygulamalarda, pervane (135), UAVDC'nin arkası yerine önüne monte edilebilir. Şekil 6D ve 6E, UAVDC'nin önüne monte edilen bir çekici pervane (675) içeren bir UAVDC'nin bir
- 10 uygulamasını resmetmektedir.

- Dahası, pervanenin (135) konumlandırılması, kanatların (110) açılmasından etkilenebilir. Şekil 10A'ya istinaden, pervane pali (1005), kanatların (110) altında sıkıştırılmış bir şekilde gövdeye (106) monte edilir. UAVDC'nin birinci yapılandırmadaki
- 15 bir fırlatılışı esnasında, rüzgar direnci veya yaylar (805) pervane palini (1005), açılmış durumuna doğru tepe konumunda (örneğin, gövdenin (106) tepesine monteli) itebilir. Ancak, pervane palinin (1005) bu tip açılması, birinci yapılandırmada resmedildiği üzere, hemen yukarıda yerleştirilmiş kanatlar (110) tarafından engellenebilir.

- 20 Kanatlar (110) tarafından engellenmeyen geri kalan pervane palinin (1010) açılma durumundan alıkonulmayabilir ve böylece tasarlandığı şekilde ikinci yapılandırmada açılabilir. Geri kalan pervane palinin (1010), pervane pali (1005) halen sıkışık haldeyken dönme eğiliminden kaynaklanan zararın önlenmesi amacıyla, pallerin menteşe hareketi (1015), palin (1010), pali (1010) Şekil 10B'de gösterildiği üzere
- 25 serbest akışla hizalayan bir konuma (1020) geri katlanmasına olanak sağlamak için uzatılabilir.

- Yine Şekil 1A'ya istinaden, UAVDC, iki kanat kısmına sahip bir tekli kanattan oluşan bir kanat düzenlemesine sahip olabilir. Kanat düzenlemesi, sol kanat kısmıyla sağ kanat
- 30 kısmı arasındaki simetrinin yaklaşık olarak bir yanal düzleminde değişken uzamasına olanak sağlamak için bir sol kanat kısmı ve bir sağ kanat kısmı olarak bölünebilir. Bazı uygulamalarda, kanat kısımları bir sol kanat ve bir sağ kanat (örneğin, kanatlar (110)) olabilir. Yine mevcut açıklamanın uygulamalarına göre, ancak, kanat düzenlemesi iki kanat kısımdan oluşan bir tekli kanat olabilir.

Kanat düzenlemesi (örneğin, UAVDC'nın birinci yapılandırmasına karşılık gelen) bir birinci düzenlemede, (örneğin, UAVDC'nın ikinci veya üçüncü yapılandırmasına karşılık gelen) bir ikinci düzenlemede ve bir üçüncü düzenlemede ayarlanabilir. Birinci düzenlemede, sol kanat kısmı ve sağ kanat kısmı gövdeye karşı, bir birinci uzayıp
5 açılma açısında yerleştirilebilir. İkinci düzenlemede, kanat düzenlemesi, bir ikinci uzayıp açılma açısında uçuş için tamamen açılabilir. Bir üçüncü düzenleme kanat kısımlarını, birinci uzayıp açılma açısıyla ikinci uzayıp açılma açısı arasındaki herhangi bir kanat açılma açısında içerebilir.

10 Uzayıp açılma açısının sağlanması için, UAVDC, kanat düzenlemesinin birinci düzenlemeden ikinci düzenlemeye herhangi bir uzayıp açılma açısında uzamasına olanak sağlamak için sol kanat kısmıyla sağ kanat kısmını döndürmek için yapılandırılan bir uzama şanzımanı içerebilir. UAVDC, kanat düzenlemesinin herhangi bir uzayıp açılma açısında uzamasını hareket geçirmek için yapılandırılan uzama
15 şanzımanına bağlantılı bir aktüatör içerebilir.

Uzama hareketi boyunca, karenej (**130**), bir açık yapılandırmadan bir kapalı yapılandırmaya geçişmek üzere yapılandırılabilir. Karenej (**130**), birinci kanat kısmının ve ikinci kanat kısmının, birinci düzenlemedeki karenejin altında yerleştirilmesine
20 olanak sağlamak için esnemeyle bir açık yapılandırmada başlayabilir ve ikinci düzenlemede aerodinamik ve/veya çevresel avantajlar sağlamak için bir kapalı yapılandırmaya hareket edebilir.

Kanatlar (**110**), birinci yapılandırmada (**102**) gösterildiği üzere bir fırlatma yapılandırmasında yerleştirilebilir. Bazı uygulamalarda, kanatların (**8110**) fırlatma yapılandırması bir dikey denge içerebilir. Kanatlar (**110**), uzama şanzımanı (**205**) (örneğin, bir uzatma aracı) tarafından bir uçuş yapılandırmasına uzatılabilir. Örneğin, uzama şanzımanına (**205**) takılı aktüatör (**210**), her bir kanada bağlantılı bir sonsuz dişli (**220**) ve sonsuz dişlilere (**220**) bağlantılı ve kanatları uzama hareketinde (**250**) yaymak
30 için yapılandırılan bir helezon (**225**) içerebilir. Uzama şanzımanı (**205**) kanat yatağı (**215**) üzerine oturabilir. Bununla sınırlı kalmamak kaydıyla, yaylar dahil olmak üzere çeşitli diğer araçlar da kanatların (**110**) uzamasında kullanılabilir. Bazı uygulamalarda, kanatların (**110**), uçuşun sağlanması amacıyla tamamen uzatılmış olması gerekmez. Örneğin, UAVDC, tam uzamadan küçük bir açıda uçabilme yetisine sahip olabilir.

Şanzıman (205), kanatların (110), birbirine göre (örneğin, birbirine göre düz) ve gövdeye göre (örneğin, gövdeye göre düz) bir birinci açı grubundaki fırlatma yapılandırmasında depolanabildiği şekilde yapılandırılabilir. Şanzıman (205) ayrıca, kanatların (110) uzama yapılandırmasında optimal geliş açılarıyla ve dihedral açılarıyla

5 açılmasına neden olmak için yapılandırılabilir. Bu, her bir kanadın dönüş ekseninin yanı sıra her bir kanadın sonsuz dişliye (220) takılmasını (veya “kanat döndürme”) yönlendirerek elde edilebilir. Bu itibarla, şanzıman (205), çevresinde kanatların uzayabildiği iki dönüş eksenini içerebilir. Şekil 2D, bir şanzımanın sağlanması için geometrinin resmedilmesi için bir şematiği resmetmektedir. Örneğin, dönüş eksenini,

10 eksenlere (255) istinaden gösterildiği üzere Y-Z düzlemindeki açısının (270), sonsuz dişliye (220) takılmasının bir açısıyla (265) eşleşebileceği şekilde yönlendirilebilir. Bu yapılandırmayla, kanatlar (110) birbirine göre ve gövdeye göre düz yerleştirilebilirken, optimal dihedral açısı ve geliş açılarıyla açılabilir. Optimal dihedral açısı, X-Z düzlemindeki açının (260) ve takılma açısının (265) kombinasyonu olabilir; optimal

15 geliş açısı, X-Y düzlemindeki açının ve takılma açısının (275) kombinasyonu olabilir. Bu şekilde, bir tekli mekanizma hem kanatları (110) uzatabilir hem kanatları (110) istenen dihedral açılara ve geliş açılara yönlendirebilir. Kanatların uzatılması ve yönlendirilmesi için tekli mekanizma ağırlık ve karmaşıklığı azaltabilir ve böylelikle dayanıklılığı artırır ve maliyeti azaltır.

20

UAVDC, kanatların (110) dışa doğru uzama hareketine (250) olanak sağlarken sürüklenmenin azaltılması için karenej (130) içerebilir. Şekiller 11A ve 11B karenej (130), sırasıyla, bir birinci yapılandırmada (1105) ve bir ikinci yapılandırmada (1110) resmetmektedir. Karenej (130), kanatlar (110) uzadıkça yoldan çekilmesi için

25 bükülebileceği şekilde esnek bir materyalden (örneğin, fiberglas) yapılabilir. Çeşitli uygulamalarda, bunlarla sınırlı kalmamak kaydıyla, karbon fiber, Kevlar ve sac dahil olmak üzere diğer materyaller de kullanılabilir. Karenej (130), kanatlar (110) ikinci yapılandırmaya (1110) ulaştıkça kanatların (110) profili çevresine oturmak için kanat deliği oyukları (1115) içerebilir.

30

Şekil 11A'da resmedildiği üzere, birinci yapılandırmadaki (1105) karenej (130), kompakt düzenlemedeki (102) uzayan kanatlar (110) üzerinde yer alabilir ve gergin (“bombeli”) bir durumda olmaktan dolayı gerilime maruz kalabilir. Karenejin (130),

35 kompakt düzenlemedeki (102) uzayan kanatları (110) barındırmak amacıyla yeterince

esnemesine olanak sağlamak için karenejda (130) yarıklar (1120) uygulanabilir. UAVDC'nın ikinci yapılandırmaya (örneğin, genişletilmiş düzenleme (105)) girmesi üzerine, karenej (130), kanatlar (110) kanat delik oyuklarına (1115) ulaştıkça kanadın çevresinde kapanmak için Şekil 11B'de gösterildiği şekilde esneyebilir. İkinci yapılandırmada (1110), karenej (130), sürüklenmenin minimuma indirgenmesi için kanadın (110) çevresinde sabit şekilde oturuyor olduğundan gerilmemiş bir durumda olabilir. Karenej (130) bir elyafyla pekiştirilmiş materyal içeriyorsa, laminattaki bükülmeyi ve esnekliği kolaylaştırmak için bir elyaf yönlendirme kullanmak arzu edilebilir (örneğin, +/- 45 derecelik katlar daha yüksek esneklik sergileyebilir ve 0 ila 90 derecelik yönlerde kolayca bükülebilir).

Diğer uygulamalarda, Şekil 11C'de gösterildiği üzere, karenejin (130) uzamış kanatlar (110) çevresinde daha fazla kilitlemesi için mıknatıslar (1125) kullanılabilir. Mıknatıslar (1125) gövde (106) üzerinde yer alabilir. Karenej (130) üzerinde, mıknatısların (1125) manyetik çekimini almak için zıt kutuplu mıknatıslar veya bir manyetik metal (1130) olabilir. Diğer uygulamalarda, mıknatısların (1125) ve karşılık gelen manyetik metalin (1130) konumu tersine çevrilebilir.

Kanatlar (110) uzatıldıkça veya, bazı uygulamalarda, kanatlar (110) tamamen uzatıldıktan sonra, kanatlar (110) iç içe geçebilir. Örneğin, iç kısım (305) UAVDC'nın gövdeye (106) takılabilir. İç kısım (305), kompakt birinci yapılandırma esnasında en azından kısmen dış kısmın (310) içerisinde yerleştirilebilir. Dış kısım (310), büyük ölçüde boş bir iç kesim içerebilir. İç kısmın (305) bir harici yüzeyi, dış kısmın (310) bir iç yüzeyine karşı yerleştirilebilir. İkinci yapılandırmaya ulaşmak için, dış kısım (310), gövdeden (106) dışa doğru uzamak için iç kısım (305) boyunca kayabilir. Dış kısım (310) iç kısım (305) boyunca kaydıka, iç kısmın (305) gittikçe artan bir kısmı açığa çıkabilir. Kanatların (110) kanat genişliği yaklaşık olarak, dış kısmın (310) ve iç kısmın (305) açığa çıkmış kısmının uzunluğu olabilir. Hem iç kısım (305) hem dış kısım (310), uçuş esnasında kaldırma sağlamak için aerodinamik bir profil kullanabilir. Bazı uygulamalar, iç içe geçen kanatlar (110) için kayış sisteminden (315) faydalanabilir.

Kayış sistemi (315), iç kanat kısmına (305) ("ikinci kısım") takılabilen kayış kasnakları (325) içerebilir. En az bir adet kasnak (325) bir aktüatör (320) tarafından tahrik edilebilir. Diğer uygulamalarda, birden fazla kasnak (325) birden fazla aktüatör (320) tarafından tahrik edilebilir. Kayışlar (330) kasnaklar (325) çevresinde dönebilir.

Kayıştaki (330) çentikler, aktüatörün (320) kayışı (330) hareket ettirmesini sağlayabilir. Kayışın (330) düz boylarından biri (331) iç kanat kısmının (305) içerisinde yer alabilirken, kayışın (330) diğer boyu (332), kanatların (110) dışa doğru açılması öncesinde dış kanat kısmına (310) (“birinci kısım”) açığa çıkan iç kanat kısmının (305) 5 (“ikinci kısım”) dibindeki bir olukta yer alabilir.

İç içe çıkmanın sağlanması için, kayış (330), dış kanat kısmının (310) en azından bir kısmına, boyu (332) boyunca takılabilir. Bu şekilde, aktüatörün (320) dönüşü sadece kayışın (330) bir hareketine neden olmakla kalmaz, kayışa (330) takılması nedeniyle 10 dış kanat kısmının (310) yerinin değiştirilmesine de neden olur. Dolayısıyla, yönündeki (335) hareket geçirme, (310) numaralı kısmın gövdeden (106) dışa doğru uzatılmasına neden olabilir, böylelikle UAVDC’nin kanat genişliğini arttırabilir. (310) numaralı kısım dışa doğru hareket ettikçe, iç kısım (305) eşzamanlı olarak dış kısmın (310) iç kesiminden çekilir ve UAVDC’nin kanat genişliği arttırılır. Dolayısıyla, kanatlar (110) iç 15 içe çıktıkça, boy (332) açığa çıkmış hale gelebilir ancak oluk kayışın (330), açığa çıkan iç kanat kısmının (305) dibinden çıkıntı yapmasını engelleyebilir.

Dış kısmın (310) boya (332) takılması, örneğin, bunlarla sınırlı kalmamak kaydıyla, bir mengene, vida veya yapıştırıcıyla uygulanabilir. Bazı uygulamalarda, kayış (330), bir 20 boy elyaf-destekli kauçuk materyal içerebilir. Elyafların açığa çıkarılması için kayışın her bir ucundan kauçuğun soyulmasıyla, kayışın (330) dış kısma (310) takılması için diğer takma mekanizmaları da mevcut olabilir. Örneğin, açığa çıkan elyaflar dış kanat kısmına (310) (örneğin, dış kanat kısmındaki (310) deliklere) bağlanabilir. Bağlanan elyaflar, örneğin, bir yapıştırıcıyla sabitlenebilir. Bu şekilde, kayışın (330) uçları, uçları 25 sıkıştıran bir kuplör kullanılmadan bağlantılı bir döngü yaratmak için takılabilir, böylece teknikte yaygın olarak kullanılan cüsseli parçalar ortadan kaldırılır.

Mevcut açıklamanın uygulamalarına göre, kayış sistemi (315), konvansiyonel iç içe geçme sistemlerine göre, iç içe geçme için daha hafif ve/veya kompakt bir 30 mekanizma sağlayabilir. Bazı uygulamalarda, kanatların iç içe geçmesi, kanatların (110) geri çekilmesi için aktüatörün (320) yönünün (335) tersine çevrilmesiyle tersine çevrilebilir. Mevcut açıklamaya göre diğer uygulamalarda, kayış sisteminin (315) bileşenleri, dış kanat kısmının (310) gövdeye (106) tutturulabildiği ve iç kanat kısmının (305) dışa doğru iç içe çıkabileceği şekilde tersine çevrilebilir. Yine diğer 35 uygulamalarda, gövdeden (106) bir kolun uzatılması için benzer bir kayış sistemi

uygulanabilir. Örneğin, kayışın (330) dış kanat kısmına (310) takılmasının yerine, kayış (330) kola takılabilir.

Kanatlar (110) eleronlar (120) içerebilir. Bazı uygulamalarda, eleronlar (120), dış kısmın (310) firar kenarına bir menteşe (1215) vasıtasıyla takılabilir. Bu şekilde, eleronlar (120), konvansiyonel eleronlara kıyasla dış kısmın (310) iç hacmiyle etkileşimi minimize edebilir. Dış kısmın (310) iç hacminin optimize edilmesiyle, iç kısım (305), aksi durumlarda daha yaygın olarak kullanılan eleronlarla sınırlanabilecek olan optimize bir profile ve artan bir genişliğe sahip olabilir. Örneğin, iç kısım (305), birinci kompakt yapılandırma dahilinde yerleştirildiğinde, dış kısma (310) firar kenarı eleron takılmasının boyunun en azından bir kısmıyla üst üste binebilir. Bu şekilde, iç kısım (305) dış kısım (310) arasındaki yüzey alanının bir oranı artırılabilir. Kanat genişliğinin maksimize edilmesi çatkı etkililiğini, uçuş dayanıklılığını ve taşıma yükü kapasitesini kayda değer şekilde artırabilir. Bu tip firar kenarı eleronlarını (120) sağlayabilen menteşe tiplerine, bunlarla sınırlı kalmamak kaydıyla, bir esnek menteşe veya diğer esnek rulman dahildir.

Ayrıca, eleronların (120), gövdeden (106) uzağa uzanan dış kısma (310) monte edilmesiyle, eleronlar (120) kanat açılma evresi boyunca tonu kontrolünü sağlayabilir. Bu da, UAVDC'nın, dış kısmın (310) iç kısma (305) göre konumuna bakılmaksızın, sabit uçuşa geçişin, kanatlar iç içe-geçmemiş konumlarında yapılandırıldığında çatkı üzerinde daha düşük yapısal yüklerle gerçekleştirilebildiği fırlatma ve uçuşa geri düzelleme evreleri esnasında faydalı olabilecek şekilde pozitif tonu kontrolüyle uçuşulabilir. Bu durum ayrıca, tonu kontrolünü kaybetmeden aerodinamik etkililiğin maksimize edilmesi için, genişlik azaltıldıkça veya arttırıldıkça da faydalı olabilir. Şekil 12A, eleronların kontrol edilmesi için bileşenlerin bir yapılandırmasını göstermektedir. Her bir eleron (120), Şekil 13'te resmedildiği üzere, bir bağlantı (1210) üzerinden bir servoyla (1320) konumlandırılabilir. Her bir servo (1320), bazı uygulamalarda, dış kanat kısmı (310) olmadan konumlandırılabilir. Diğer uygulamalarda, eleronlar (120), bunlarla sınırlı kalmamak kaydıyla, dişliler veya miller dahil olmak üzere diğer araçlarla da çalıştırılabilir. Her bir servo (1320), kumanda (1500) tarafından kontrol edilebilir.

Şekil 12B, eleronlar (120) için, bunlarla sınırlı kalmamak kaydıyla, yerleştirme hacmini minimize eden bir kıvrık konum (1230), bir kısmen katlı konum (1235) ve bir tamamen açılmış konum (1240) dahil olmak üzere olası yapılandırmaları resmetmektedir. Servo

(1320), dış kanat kısmı (310) ve iç kanat kısmı (305) içerisinde konumlandırılan bir kontrol kablosu yoluyla çalıştırılabilir. Kontrol kablosu gövdeden (106) iç kanat kısmı (305) vasıtasıyla uzanabilir. Kanat kısmının (305) bir ucu, üzerinden kontrol kablosunun dış kanat kısmının (310) içine uzanabildiği, servoya (1320) bağlanan bir açıklık 5 içerebilir. Çeşitli uygulamalarda, kablo, kanatların iç içe geçmesini barındırmak için yeterli uzunluk içerebilir. Kanatlar iç içe geçmediğinde, kontrol kablosu kanat kısımlarının herhangi birinin içerisine sarılabilir veya düzgün bir şekilde katlanabilir.

Şekiller 4A-4D, bir dengeleyici (125) olarak uygulanan bir açılabilir döner kontrol 10 yüzeyinin bir uygulamasını resmetmektedir. Bu açıklama “dengeleyiciler” terimi açılabilir döner ve/veya eğimli kontrol yüzeylerine istinaden kullanmakta olsa da, bu tip kontrol yüzeylerinin dengeleyicilerle sınırlı olmayabileceği anlaşılmalıdır. Örneğin, aynı bileşenleri uygulayan açılabilir döner kontrol yüzeyleri, bununla sınırlı kalmamak kaydıyla, kanatlar dahil olmak üzere diğer şekillerde de kullanılabilir.

15

Bazı uygulamalarda, dengeleyiciler (125), bununla sınırlı kalmamak kaydıyla, rüzgar direnci dahil olmak üzere diğer araçlarla uçuş yapılandırmasına hareket ettirebilir. Diğer uygulamalarda, dengeleyiciler (125), fırlatma üzerine uçuş yapılandırmasına hareket ettikleri şekilde yay-yüklü olabilir. Örneğin, burulma yayları (405) dengeleyicileri 20 (125) uçuş yapılandırmasına hareket ettirebilir. Dengeleyiciler (125), dengeleyiciyi eksen (425) etrafında döndüren itme kollarını (415) ve kumanda kollarını (416) çalıştıran servolarla (410) uçuş kontrolünü sağlamak için kullanılabilir. Örneğin, servolar (410) dengeleyicilerin (125) eksen (425) çevresinde, menteşe (420) içerisinde çevrilerek dönmesine neden olabilir. Ayrıca, dengeleyiciler (125) karenajlar (485) 25 içerebilir. Karenajlar (485), Şekiller 4E ila 4G’ de gösterildiği üzere aerodinamik etkililiği muhafaza ederken bir yükselme hareketinin sağlanması için mil (445) etrafında ilerlemek üzere yapılandırılan esnek bir materyal (örneğin, bir kauçuk veya elastomer) olarak uygulanabilir. Yukarıda belirtildiği üzere, dengeleyiciler (125), dengeleyicilerin (125) açılmasının bir veya daha fazla anteni (705) açabileceği şekilde bir veya daha 30 fazla anten (705) içerebilir.

Dengeleyiciler (125), eksen (430) çevresinde dönerek uçuş yapılandırmasına hareket edebilir. Bu şekilde, eksen (430), birinci dengeleyici yapılandırmadan (450) ikinci dengeleyici yapılandırmaya (455) geçişte gövdeye (106) göre sabit olabilir. Ayrıca, 35 açılma esnasında kumanda kollarının (416) merkez hattının eksenle (430)

hizalanmasıyla, Şekiller **4A** ve **4B**'de ayrıca gösterildiği üzere, servoların (**410**) birinci dengeleyici yapılandırmadan (**450**) ikinci dengeleyici yapılandırmaya (**455**) geçiş (**440**) esnasında hareket etmelerine gerek kalmaz.

- 5 Servolar (**410**), en az bir adet dengeleyiciyi uzunluğunca eksenini etrafında saptırmak/döndürmek için en az bir adet dengeleyici üzerindeki kumanda kollarına (**416**) bağlantılı itme kollarını (**415**) hareket ettirmek üzere yapılandırılabilir. Buna karşılık olarak kumanda kolları (**416**), en az bir adet dengeleyici uçuş yapılandırmasına (ikinci yapılandırma) açıldıkça nispeten sabit bir konumda kalmak üzere
- 10 yapılandırılabilir.

- Şekiller **4E-4G**, bir dengeleyici karenağını (**485**) resmetmektedir. Dengeleyici karenağı (**485**), ikinci dengeleyici yapılandırmasındayken (**455**) pozitif uçuş kontrolünün sağlanması için en az bir adet dengeleyicinin uzunluğunca eksenini etrafında
- 15 saptırılmasına/döndürülmesine olanak sağlayan çeşitli bileşenleri örtmek için kullanılabilir. Dengeleyici karenağı (**485**), örneğin, kauçuk gibi esnek bir materyal içerebilir. Bu itibarla, dengeleyici karenağı (**485**), dengeleyicinin (**125**) tam hareket menziline sağlamak için esnerken, bununla sınırlı kalmamak kaydıyla mil (**445**) dahil olmak üzere çeşitli bileşenler üzerindeki sürüklenmeyi indirgeyebilir.

20

- Gövdenin (**106**) bir iç kesimi (**1305**) içerisinde bir dizi dahili bileşenler monte edilebilir. Şekil **13**, UAVDC'nin, bir güç kaynağının (**1310**) gövdenin (**106**) iç kesimi içerisinde konumlandırılabilirdiği dahili yapılandırmasının bir örneğini resmetmektedir. Güç kaynağı (**1310**), örneğin, bir yakıt tankı veya bir veya daha fazla pil içerebilir. UAVDC'nin,
- 25 bunlarla sınırlı kalmamak kaydıyla, modüler taşıma yükü (**140**), umanda (**1500**), uzama şanzımanı aktüatörü (**210**), eleronlar için kontrol mekanizmaları (örneğin, servolar (**1320**)), dengeleyiciler (**125**) için servolar, pervanenin (**135**) çalıştırılması için bir motor (**1315**) ve anten (**705**) dahil olmak üzere çeşitli bileşenleri, güç kaynağına (**1310**) bağlı olabilir. Bir itme UAV (örneğin, pervane (**135**)) içeren UAVDC'nin uygulamalarına,
- 30 örneğin, içten yanmalı bir motor gibi alternatif güç kaynaklarıyla da güç verilebilir. Bu tip uygulamalarda, içten yanmalı motor için bir yakıt kaynağı (örneğin, benzin deposu), gövdenin (**106**) iç kesimi (**1305**) içerisinde konumlandırılabilir.

- Dahili bileşenler ayrıca, bunlarla sınırlı kalmamak kaydıyla, örneğin, aşağıdaki III.
- 35 kısma istinaden daha ayrıntılı şekilde verilecek olan aşağıdaki bileşenleri de içerebilir:

uzama şanzımanı (205) ve kanatları (110) uzatmak için kullanılan aktüatör (210); eleronlar (120) için kontrol mekanizmaları (örneğin, eleronların (120) çalıştırılması için servolar (1320) ve dengeleyicilerin (125) çalıştırılması için servolar (410)); pervanenin (135) çalıştırılması için bir motor (1315); motorun (1315) pervaneye (135) bağlanması için pervane mili (1330) ve UAVDC'nin açılmasının, uçuşunun ve çalışmasının kontrol edilmesi için bir yerleşik kumanda (1500). Dahili bileşenin resmedilen yapılandırması sadece olası bir yapılandırmadır ve diğer uygulamalar mümkündür. Dahili bileşenler, uçuş için optimal bir şekilde ağırlığın dengelenmesi için dağıtılabilir.

10 **III. ÇALIŞMA**

Şekil 14, UAVDC'nin çalıştırılması için açıklamanın bir uygulamasına göre bir yöntemde (1400) yer alan genel aşamaları ortaya koyan bir akış şemasıdır. Yöntem (1400), en azından kısmen, aşağıda Şekil 15'e istinaden daha ayrıntılı olarak tarif edildiği üzere bir kumanda (1500) (örneğin, yerleşik bilgisayar UAV) kullanılarak uygulanabilir. Kumanda (1500), açılabilir bileşenlerin çalıştırılmasının yanı sıra, bunlarla sınırlı kalmamak kaydıyla, uçuş kontrolü, taşıma yükü çalıştırılması ve iletişim dahil olmak üzere diğer görev ayrıntılarının yerine getirilmesi için bir kumanda içerebilir. Bu itibarla, kumanda (1500) çalışma yapılandırmasında ve örneğin, bunlarla sınırlı kalmamak kaydıyla, modüler taşıma yüküyle (140), uzama şanzımanı aktüatörüyle (210), eleronlar (120) için kontrol mekanizmalarıyla (örneğin, servolar (1320)), dengeleyiciler (125) için servolarla (410), pervanenin (135) çalıştırılması için bir motorla (1315), güç kaynağıyla (1310), atalet ölçüm ünitesiyle, küresel konumlandırma sistemiyle, çeşitli telemetri sensörleriyle ve antenle (705) ve ayrıca tüm diğer ünitelerle iletişimde olabilir. Şekil 15'e istinaden ayrıntılı olarak verileceği üzere, kumanda (1500), yapılandırma üzerine tamamen kendi-çalışan şekilde olabilir. Bu şekilde, UAVDC kendini-uçuran olabilir.

Ayrıca, her ne kadar aşamalar kumandaya (1500) istinaden açıklanmakta olsa da, bunlarla sınırlı kalmamak kaydıyla, diğer bilgisayar bileşenleri, mekanik bileşenler, çevre özellikleri (örneğin, hava direnci), uzaktan operatörler ve benzerleri dahil olmak üzere birden fazla diğer bileşenin de yöntemin (1400) çalışmasına olanak sağlayabileceği anlaşılmalıdır.

Yine halen, her ne kadar akış şemalarıyla resmedilen aşamalar belirli bir sıralamayla açıklanmakta olsa da, sıralamanın sadece betimleme amaçları için açıklandığı anlaşılmalıdır. Aşamalar birleştirilebilir, ayrılabilir, yeniden sıralanabilir ve çeşitli ara aşamalar mevcut olabilir. Dolayısıyla, akış şemaları içerisinde resmedilen çeşitli

5 aşamaların, çeşitli uygulamalarda, resmedilenlerden farklılık gösteren düzenlemelerde gerçekleştirilebileceği anlaşılmalıdır. Üstelik, tarif edilen yöntemlerin ve burada açıklanan sistemlerin temel kapsamından sapmadan veya vazgeçmeden çeşitli aşamalar akış şemalarına eklenebilir veya akış şemalarından çıkarılabilir.

10 Yöntem **(1400)** başlama bloğundan **(1405)** başlayabilir ve UAVDC'nın fırlatılabildiği **(1410)** aşamasına ilerleyebilir. Örneğin, UAVDC bir uçaktan fırlatılan veya bir taşıyıcı hava aracından bırakılan bir borudan ateşlenebilir. UAVDC'nın (örneğin, Şekil **1A**'ya istinaden belirtildiği üzere) birinci yapılandırmasının kompakt düzenlemesi **(102)**, UAVDC'nın, örneğin, bir füze olarak borudan-fırlatılır olmasını sağlayabilir. Bazı

15 uygulamalarda, bir taşıyıcı hava aracından bırakıldığında, UAVDC (resmedildiği şekilde) aerodinamik olarak ve bir takla atan bırakmadan bir dalışa kendini yönlendirebildiği bir ağırlık dağılımıyla tasarlanabilir.

UAVDC'nın fırlatıldığı **(1410)** aşamasından, yöntem **(1400)**, uçuş bileşenlerinin

20 açılabilirdiği **(1420)** aşamasına ilerleyebilir. Uçuş bileşenlerinin açılması, tasvir amacıyla belirli bir düzende açıklanmasına rağmen, diğer düzenlemelerde meydana gelebilir.

Fırlatılma üzerine, dengeleyiciler **(125)** ve pervane **(135)** açılabilir. Geçerli uygulamalarda, **(405)** numaralı yaylar ve **(805)** numaralı yaylar, sırasıyla,

25 dengeleyicileri **(125)** ve pervane pallerini **(505)** açabilir. Diğer uygulamalarda, fırlatmadaki hava direnci ve dengeleyicilerin **(125)** (örneğin, birinci dengeleyici yapılandırması **(450)**) ve pervane pallerinin **(505)** yerleştirilmiş düzenlenmesi, bir genişleme vektöründe bir kuvvet yaratabilir ve böylece dengeleyicilerin **(125)** ve pervane pallerinin **(505)** açılmış bir düzenlemede (örneğin, ikinci dengeleyici

30 yapılandırması **(455)**) açılmasına neden olabilir.

Kumanda **(1500)** (örneğin, yerleşik bilgisayar UAV) aktüatörlere ve kanat açma mekanizmalarına hemen veya fırlatmadan sonra ayarlanan bir süre geçtikten sonra otomatik olarak bağlanabilir. Diğer uygulamalarda, bağlanma, (örneğin, bunlarla sınırlı

35 kalmamak kaydıyla, modüler taşıma yükünde **(140)** açılan sensörler dahil olmak üzere)

yerleşik sensörlerden belirli okumalar üzerine meydana gelebilir. Örneğin, kanat açılması ve uzatılması, örneğin, ivme, hızlanma ve UAVDC'nin düzleşmesi gibi belirli uçuş faktörlerine bağlı olabilir. Kumanda (**1500**), belirli ön-ayarlı koşulların yerine getirilmesi üzerine çeşitli bileşenlerin açılmasını tetiklemek üzere yapılandırılabilir. Bu tip koşullar açılma öncesinde tanımlanabilir.

Aktüatör (**210**) uzaman şanzımanını (**205**) kanatları (**110**) uzatması için tahrik edebilir. Bazı uygulamalarda, UAVDC, kanatlar (**110**) 45 derece dışa uzadığında uzun süreli uçuşu kumanda etme yetisine sahip olabilir. Kanatlar (**110**) tam uzamaya ulaştıkça, kanatlar (**110**) karenajın (**130**), uzama hareketinin (**110**) gerilmesi nedeniyle açılmış olan ve gövde içerisine yerleştirilmiş miknatısların yardımıyla geri kilitlemiş kanat deliği oyukları (**1115**) içerisinde hareket edebilir. Dolayısıyla, aerodinamiklerin geliştirilmesi için karenaj (**130**) kanatların (**110**) profili çevresinde otomatik olarak aniden kapanabilir. Miknatıslar (**1125**) karenajı (**130**) kanatların (**110**) çevresinde daha da kilitleyebilir.

Kanatlar (**110**) uzamaya başladıkça veya kanatlar (**110**) tamamen uzadıktan sonra, kanatlar (**110**) iç içe çıkmaya başlayabilir. Örneğin, kayış sistemi (**315**) kanatları (**110**) iç içe çıkarmak için dış kısmı (**310**) iç kısım (**305**) boyunca çekebilir. Kanat uzama açıları ve iç içe çıkmış konumları ayrıca, uçuşta dinamik olarak da ayarlanabilir.

Ayrıca, açılabilir olduğu uygulamalarda, modüler taşıma yükü (**140**) birinci düzenlemesinden ikinci düzenlemesine açılabilir. Örneğin, modüler taşıma yükü (**140**) bir açılmış konumda performans için daha iyi yerleştirilmiş birden fazla algılama UAV (örneğin, bir uzatılmış kol) içerebilir. Bu açılma, UAVDC'nin uçuşunun fırlatma-sonrası dengelenme kısmı üzerine meydana gelebilir.

Uçuş bileşenlerinin açıldığı ve UAVDC uçuşunun dengelendiği (**1420**) aşamasından, yöntem (**1400**), UAVDC'nin bir görevin yerine getirilmesi için kullanıldığı (**1430**) aşamasına ilerleyebilir. Uçuşun tüm aşamaları esnasında, UAVDC anten (**705**) vasıtasıyla bir operatörle uygun iletişimde olabilir. Operatör, UAVDC'nin çeşitli bileşenlerinden çeşitli okumaları alabilir.

Bazı uygulamalarda, operatör görev esnasında UAVDC'nin çalışmasını kontrol edebilir. Örneğin, operatör, bunlarla sınırlı kalmamak kaydıyla, kanat açılma mekanizmaları

(örneğin, uzaman şanzımanı (205), aktüatör (210) ve kayış sistemi (315)), pervane (135), dengeleyiciler (125), eleronlar (120) ve diğer açılabilir bileşenler (örneğin, anten (705) için iç içe geçen kol (710) ve anten (705) için kol (655)) dahil olmak üzere uçuş bileşenlerini kontrol edebilir. Diğer uygulamalarda, yerleşik-kumanda (1500), görev kontrol verisiyle önceden-ayarlanabilir.

UAVDC'nin uygulamaları, bunlarla sınırlı kalmamak kaydıyla, veri yakalama, taşıma yükü açılması ve bir telekomünikasyon rölesi sağlamak dahil olmak üzere birden fazla görev için kullanılabilir. Diğer uygulamalarda, UAVDC operatörün modüler taşıma yükünü (140) serbest bırakmasına olanak sağlayabilir.

UAVDC'nin bir görevi yerine getirmek için kullanıldığı (1430) aşamasından, yöntem (1400), görevin sonlandırıldığı (1440) aşamasına ilerleyebilir. Örneğin, görev UAVDC'nin, geri alınabildiği bir tekrar ele geçirme konumuna uçurulmasıyla sonlandırılabilir. Ayrıca, UAVDC bir görevi mecburi iniş yaparak sonlandırabilir. Örneğin, UAVDC, fonksiyonel bileşenlerinin yok edilmesi amacıyla kayaların veya sert bir yüzeyin üzerine uçurulabilir. Diğer uygulamalarda, UAVDC, görevin tamamlanması üzerine kendini-yok edebildiği şekilde patlayıcı bir UAV ile donatılabilir. (1440) adımından sonra, yöntem (1400) (1450) adımıyla sona erebilir.

20

IV. YERLEŞİK SİSTEM MİMARİSİ

UAVDC, bununla sınırlı kalmamak kaydıyla, bir yerleşik bilgisayar modülü içerebilir. Bilgisayar modülü, çalışma yapılandırmasında olabilir ve örneğin, bunlarla sınırlı kalmamak kaydıyla, modüler taşıma yüküyle (140), uzama şanzımanı aktüatörüyle (210), eleronlar (120) için kontrol mekanizmalarıyla (örneğin, servolar (1320)), dengeleyiciler (125) için servolarla (410), pervanenin (135) çalıştırılması için bir motorla (1315), güç kaynağıyla (1310), küresel konumlandırma sistemiyle, çeşitli telemetri sensörleriyle ve antenle (705) iletişimde olabilir. Ayrıca, bilgisayar UAV, buradaki tarifnameyle uyumlu bir başka bilgisayar UAV'yle çalışma iletişimde olabilir ve bunlarla sınırlı kalmamak kaydıyla, bir masaüstü bilgisayar, laptop, bir tablet veya mobil telekomünikasyon UAV içerebilir. Bu tip uzaktan UAV'ler, yerleşik bilgisayar modülünün kontrol edilmesi ve/veya yapılandırılması (örneğin, görevlendirme koşulları, görev kontrolleri ve benzerleri) için kullanılabilir.

35

Dahası, UAVDC, örneğin, bir bulut bilgisayar hizmeti gibi merkezi bir sunucuyla çalışma iletişimde olabilir. Her ne kadar çalışma, kısmen, bir kumanda (1500) tarafından gerçekleştirilmek üzere tarif edilmiş olsa da, bazı uygulamalarda, farklı çalışmalar, kumandayla (1500) çalışma iletişimde olan farklı ağ tabanlı öğeler tarafından da gerçekleştirilebilir.

Mevcut açıklamanın uygulamaları, bir bellek depolama ve bir işleme ünitesine sahip bir sistem içerebilir. İşleme ünitesi bellek depolamaya bağlantılanabilmekte olup, burada işleme ünitesi, yöntemin (1400) adımlarının gerçekleştirilmesi için yapılandırılır.

10

Şekil 15, kumanda (1500) içeren bir sistemin bir sütunlu diyagramıdır. Açıklamanın bir uygulamasına göre, yukarıda bahsedilen bellek depolama ve işleme ünitesi, Şekil 15'teki bir kumanda (1500) gibi bir bilgisayar UAV'de uygulanabilir. Bellek depolama ve işleme ünitesinin uygulanması için, donanım, yazılım veya bellek herhangi bir uygun kombinasyonu kullanılabilir. Örneğin, bellek depolama ve işleme ünitesi kumandayla (1500) veya kumandayla (1500) kombinasyona halinde diğer UAVDC UAV'lerin ve bileşenlerinin (1518) herhangi biriyle uygulanabilir. Diğer UAVDC UAV'ler ve bileşenleri (1518), örneğin, bunlarla sınırlı kalmamak kaydıyla, modüler taşıma yükü (140), uzama şanzımanı aktüatörü (210), eleronlar (120) için kontrol mekanizmaları (örneğin, servolar (1320)), dengeleyiciler (125) için servolar (410), pervanenin (135) çalıştırılması için bir motor (1315), güç kaynağı (1310), küresel konumlandırma sistemi, çeşitli telemetri sensörleri ve anten (705) içerebilir. Yukarıda belirtilen sistem, UAV ve işlemciler örnektir ve diğer sistemler, UAV'ler ve işlemciler, açıklamanın uygulamalarına göre, yukarıda belirtilen bellek depolama ve işleme ünitesini içerebilir.

25

Şekil 15'e istinaden, açıklamanın bir uygulamasına göre bir sistem, kumanda (1500) gibi bir bilgisayar UAV içerebilir. Temel bir yapılandırmada, kumanda (1500) en az bir adet işlemci ünitesi (1502) ve bir sistem belleği (1504) içerebilir. Bilgisayar UAV'nın yapılandırması ve tipine bağlı olarak, sistem belleği (1504), bunlarla sınırlı kalmamak kaydıyla, uçucu (örneğin, rastgele erişim belleği (RAM)), uçucu-olmayan (örneğin, salt-okunur bellek (ROM)), flaş bellek veya bunların herhangi bir kombinasyonunu içerebilir. Sistem belleği (1504) işletim sistemi (1505), bir veya daha fazla programlama modülü (1506) içerebilir ve bir program verisi (1507) içerebilir. Bir uygulamada, programlama modülleri (1506), uçuş kontrol uygulaması (1520) içerebilir. Ayrıca, açıklamanın uygulamaları, bir grafik kütüphanesiyle, diğer işletim sistemleriyle veya herhangi diğer

35

aplikasyon programıyla birlikte uygulanabilir ve herhangi bir belirli aplikasyon veya sistemle sınırlı değildir. Bu temel yapılandırma Şekil 15'te, kesikli bir çizgi (1508) içindeki bu bileşenlerle resmedilmektedir.

5 Kumanda (1500), ilave özelliklere veya işlevselliğe sahip olabilir. Örneğin, kumanda (1500) ayrıca, örneğin, manyetik diskler, optik diskler veya teyp gibi ilave veri depolama UAV'ler (çıkartılabilir ve/veya çıkartılmaz) içerebilir. Bu tip ilave depolama Şekil 15'te, bir çıkartılabilir depolamayla (1509) ve bir çıkartılmaz depolamayla (1510) resmedilmektedir. Bilgisayar depolama ortamı, bilgisayarca okunan komutlar, veri yapıları, program modülleri veya diğer veriler gibi bilginin depolanması için herhangi bir yöntem veya teknolojiye uygulanan, uçucu ve uçucu-olmayan, çıkartılabilir ve çıkartılmaz ortamı içerebilir. Sistem belleği (1504), çıkartılabilir depolama (1509) ve çıkartılmaz depolamanın (1510) hepsi bilgisayar depolama ortamı örnekleridir (yani, bellek depolama). Bilgisayar depolama ortamına, bunlarla sınırlı kalmamak kaydıyla, RAM, ROM, elektrikle silinebilir salt-okunur bellek (EEPROM), flaş bellek veya diğer bellek teknolojisi, CD-ROM, sayısal çok yönlü diskler (DVD) veya diğer optik depolama, manyetik kasetler, manyetik teyp, manyetik disk depolama veya diğer manyetik depolama UAV veya bilgi depolamak için kullanılabilen ve kumandanın (1500) erişebildiği diğer herhangi bir ortam içerebilir. Herhangi bir bu tip bilgisayar depolama ortamı, UAV (1500) bir parçası olabilir. Kumanda (1500) ayrıca, bir klavye, bir fare, bir kalem, bir ses girdi UAV, bir dokunma girdi UAV vb gibi girdi UAV(ler) da çalışabilir. Girdi UAV(ler) (1512), örneğin, kumandaya (1500) elle erişme ve programlama için kullanılabilir. Ekran, hoparlörler, bir yazıcı vb gibi çıktı UAV(ler) (1514) dahil olabilir. Yukarıda belirtilen UAV'ler örneklerdir ve diğerleri de kullanılabilir.

25

Kumanda (1500) ayrıca, UAV (1500) diğer UAVDC, UAV ve bileşenlerle (1518) (örneğin, anten (705)), bir dağıtılmış işlem ortamındaki şifreli bir ağ üzerinden olduğu gibi, iletişim kurmasına olanak sağlayabilen bir iletişim bağlantısı (1516) ihtiva edebilir. İletişim bağlantısı (1516), iletişim ortamının bir örneğidir. İletişim ortamı tipik olarak, bilgisayarca okunan komutlarca, veri yapılarıyla, program modülleriyle veya bir taşıyıcı dakla veya diğer aktarma mekanizması gibi modüle edilmiş bir veri sinyalindeki diğer verilerce uygulanabilir ve herhangi bir bilgi aktarma ortamı içerir. "Modüle edilmiş veri sinyali" terimi, sinyaldeki bilginin şifreleneceği şekilde ayarlanan veya değiştirilen bir veya daha fazla özelliğe sahip bir sinyali tarif edebilir. Örnek olarak ve sınırlama olmadan, iletişim ortamı, bir kablolu ağ veya doğrudan-kablolu bağlantı gibi kablolu

35

ortam ve akustik, radyo frekansı (RF), kızılötesi ve diğer kablosuz ortam gibi kablosuz ortam içerebilir. Bilgisayarca okunan ortam terimi, burada kullanıldığı şekliyle, hem depolama ortamını hem iletişim ortamını içerebilir.

- 5 Yukarıda belirtildiği üzere, işletim sistemi (**1505**) dahil olmak üzere bir dizi program modülü ve veri dosyaları sistem belleğinde (**1504**) depolanabilir. İşleme ünitesinde (**1502**) yürütülürken, programlama modülleri (**1506**) (örneğin, kumanda uygulaması (**1520**)), örneğin, yukarıda tarif edildiği üzere yöntemin (**1400**) bir veya daha fazla aşaması veya aşamalarının kısımları dahil olmak üzere işlemleri yerine getirebilir.
- 10 Kumanda uygulaması (**1520**) UAVDC, UAV'lerini ve bileşenlerini (**1518**) çalıştırmak ve örneğin, iletişim bağlantıları modülünden (**1516**) komutları almak için yapılandırılabilir. Yukarıda belirtilen işlem bir örnektir ve işleme ünitesi (**1502**) diğer işlemleri de gerçekleştirebilir.
- 15 Genellikle, açıklamanın uygulamalarına göre, program modülleri rutinleri, programları, bileşenleri, veri yapılarını ve belirli görevleri gerçekleştirebilen veya belirli soyut veri tiplerini uygulayabilen diğer yapı tiplerini içerebilir. Dahası, açıklamanın uygulamaları, elde-taşınan UAV'ler, çoklu-işlemcili sistemleri, mikroişlemci-tabanlı veya programlanabilir tüketici elektronikleri, mini-bilgisayarlar, ana-sistem bilgisayarları ve
- 20 benzerleri dahil olmak üzere diğer bilgisayar sistem konfigürasyonlarıyla da uygulanabilir. Açıklamanın uygulamaları ayrıca, görevlerin, bir iletişim ağı üzerinden bağlantılı uzaktan işleme UAV gerçekleştirildiği dağıtılmış bilgisayar ortamlarında da uygulanabilir. Bir dağıtılmış bilgisayar ortamında, program modülleri hem yerel hem
- 25 Ayrıca, açıklamanın uygulamaları, ayrı elektronik öğeler içeren bir elektrik devresinde, mantık geçitleri ihtiva eden paketli veya entegre elektronik çiplerde, bir mikroişlemciden faydalanan bir devrede veya elektronik öğeler veya mikroişlemciler ihtiva eden bir tekli çip üzerinde de uygulanabilir. Açıklamanın uygulamaları ayrıca, örneğin VE, VEYA ve
- 30 DEĞİL gibi, bunlarla sınırlı kalmamak kaydıyla, mekanik, optik, akışkan ve kuantum teknolojileri dahil olmak üzere mantıksal işlemleri gerçekleştirebilen diğer teknolojiler kullanılarak da uygulanabilir. Ek olarak, açıklamanın uygulamaları, bir genel amaçlı bilgisayar içerisinde veya herhangi diğer devre veya sistemlerde de uygulanabilir.

Açıklamanın uygulamaları, örneğin, bir bilgisayar işlemci (yöntem), bir bilgisayar sistemi olarak veya bir bilgisayar programı ürünü veya bilgisayarca okunan ortam gibi bir üretim kalemi olarak da uygulanabilir. Bilgisayar programı ürünü, bir bilgisayar sistemi tarafından okunabilen ve bir bilgisayar işleminin yürütülmesi için komutların bir bilgisayar programını kodlayan bir bilgisayar depolama ortamı olabilir. Bilgisayar programı ürünü ayrıca, bir taşıyıcı üzerinde, bir bilgisayar sistemi tarafından okunabilen ve bir bilgisayar işleminin yürütülmesi için komutların bir bilgisayar programını kodlayan yayılmış bir sinyal de olabilir. Dolayısıyla, mevcut açıklama, donanım ve/veya (bellenim, yerleşik yazılım, mikro-kod vb dahil olmak üzere) yazılımda uygulanabilir.

Diğer bir deyişle, mevcut açıklamanın uygulamaları, bir bilgisayarca-kullanılabilir bir bilgisayar programı ürünü veya bir komut yürütme sistemi tarafından veya bununla bağlantılı olarak kullanım için ortamda yerleşik bilgisayarca-kullanılabilen veya bilgisayarca-okunan program koduna sahip bilgisayarca-okunan depolama ortamı biçimini alabilir. Bir bilgisayarca-kullanılabilen veya bilgisayarca-okunan ortam, komut yürütme sistemi, aygıtı veya UAV tarafından veya bunlarla bağlantılı olarak kullanım için programı ihtiva edebilen, depolayabilen, iletebilen, yayabilen veya aktarabilen herhangi bir ortam olabilir.

Bilgisayarca-kullanılabilen veya bilgisayarca-okunan ortam, örneğin, bunlarla sınırlı kalmamak kaydıyla, bir elektronik, manyetik, optik, elektromanyetik, kızılötesi veya yarı iletken sistem, aygıt, UAV veya yayma ortamı olabilir. Daha spesifik bilgisayarca-okunan ortam örnekleri (teferruatlı-olmayan bir liste) olarak, bilgisayarca-okunan ortam aşağıdakileri içerebilir: bir veya daha fazla kabloya sahip bir elektriksel bağlantı, taşınabilir bir bilgisayar disketi, bir rastgele erişim belleği (RAM), bir salt-okunur bellek (ROM), bir silinebilir programlanabilir salt-okunur bellek (EPROM veya Flaş bellek), bir optik fiber ve bir taşınabilir kompakt-disk salt okunur bellek (CD-ROM). Bilgisayarca-kullanılabilir veya bilgisayarca-okunan belleğin, program, örneğin, kağıdın veya diğer ortamın optik taranması vasıtasıyla elektronik olarak yakalanabildiğinden, üzerine programın basıldığı, daha sonra toplanıp, yorumlanıp veya başka hallerde, gerekirse, uygun bir şekilde işlendiği ve daha sonra bir bilgisayar belleğinde depolandığı kağıt veya herhangi bir başka uygun ortam olabileceği de kaydedilmelidir.

Mevcut açıklamanın örnekleri, örneğin, yukarıda, açıklamanın uygulamalarına göre yöntemlerin, sistemlerin ve bilgisayar programı ürünlerinin sütunlu diyagramlarına ve/veya işletim tasvirlerine istinaden tarif edilmektedir. Sütunlarda kaydedilen

fonksiyonlar/eylemler, herhangi bir akış şemasında gösterilen sıralamanın dışında meydana gelebilir. Örneğin, birbirini izler şekilde gösterilen iki sütun aslında büyük ölçüde eşzamanlı olarak yürütülebilir veya sütunlar bazen, içerilen işlevselliğe/eylemlere bağlı olarak, ters sıralamada yürütülebilir.

5

Mevcut açıklamanın belirli uygulamaları tarif edilmiş olsa da, diğer uygulamalar da var olabilir. Dahası, her ne kadar mevcut açıklamanın uygulamaları bellekte ve diğer bellek ortamlarında depolanan verilerle ilişkili olacak şekilde tarif edilmiş olsa da, veriler ayrıca, hard diskler, katı hal depolama (örneğin, USB sürücü) gibi ikincil depolama UAV'ler, veya bir CD-ROM, İnternette bir taşıyıcı dalga veya RAM veya ROM'un diğer biçimleri gibi diğer tiplerde bilgisayarca-okunan ortamda da depolanabilir. Ayrıca, açıklanan yöntemlerin aşamaları açıklamadan uzaklaşmadan, aşamaların yeniden sıralanması ve/veya aşamaların eklenmesi veya silinmesi dahil olmak üzere herhangi bir biçimde modifiye edilebilir.

10

15

V. İSTEMLER

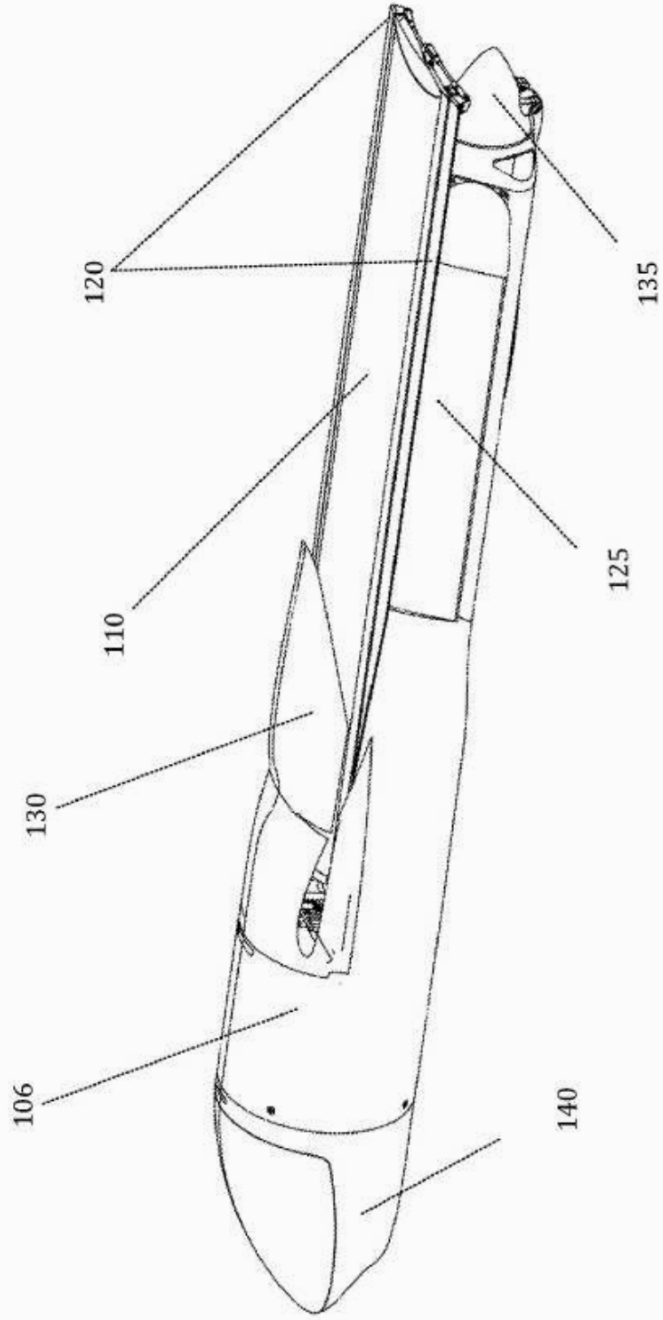
Spesifikasyon örnekleri içerirken, açıklamanın kapsamı aşağıdaki istemlerle gösterilmektedir. Ayrıca, spesifikasyon yapısal özelliklere ve/veya yönetsel eylemlere özgü dilde tarif edilse de, istemler yukarıda tarif edilen özellikler veya eylemlerle sınırlı değildir. Daha ziyade, yukarıda tarif edilen spesifik özellikler ve eylemler, açıklamanın uygulamaları için örnek olarak açıklanmaktadır.

20

Yukarıdaki tarifname ve ekli şekiller aşağıdaki istemlerin kapsamı dahilinde olmayan herhangi bir ilave ana konu açıkladığı kadarıyla, açıklamalar kamuya tahsis edilmemektedir ve bu tip ilave açıklamaların korumasının talep edilmesi için bir veya daha fazla başvuru yapılması hakkı saklıdır.

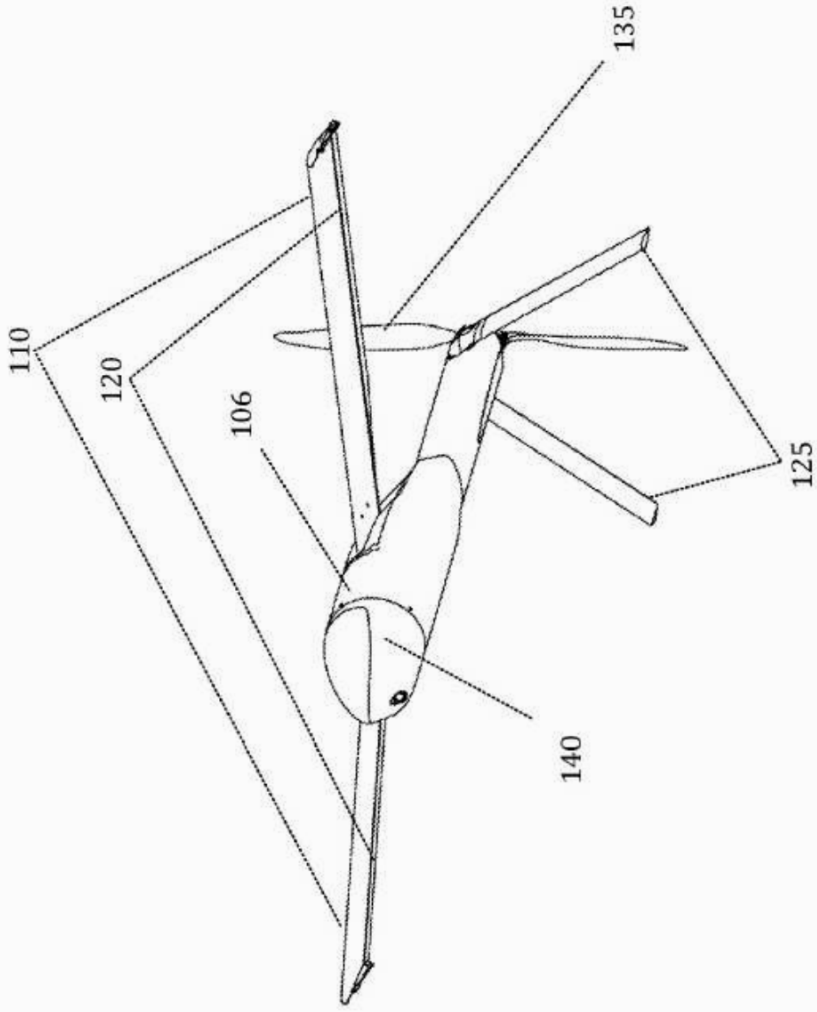
25

102

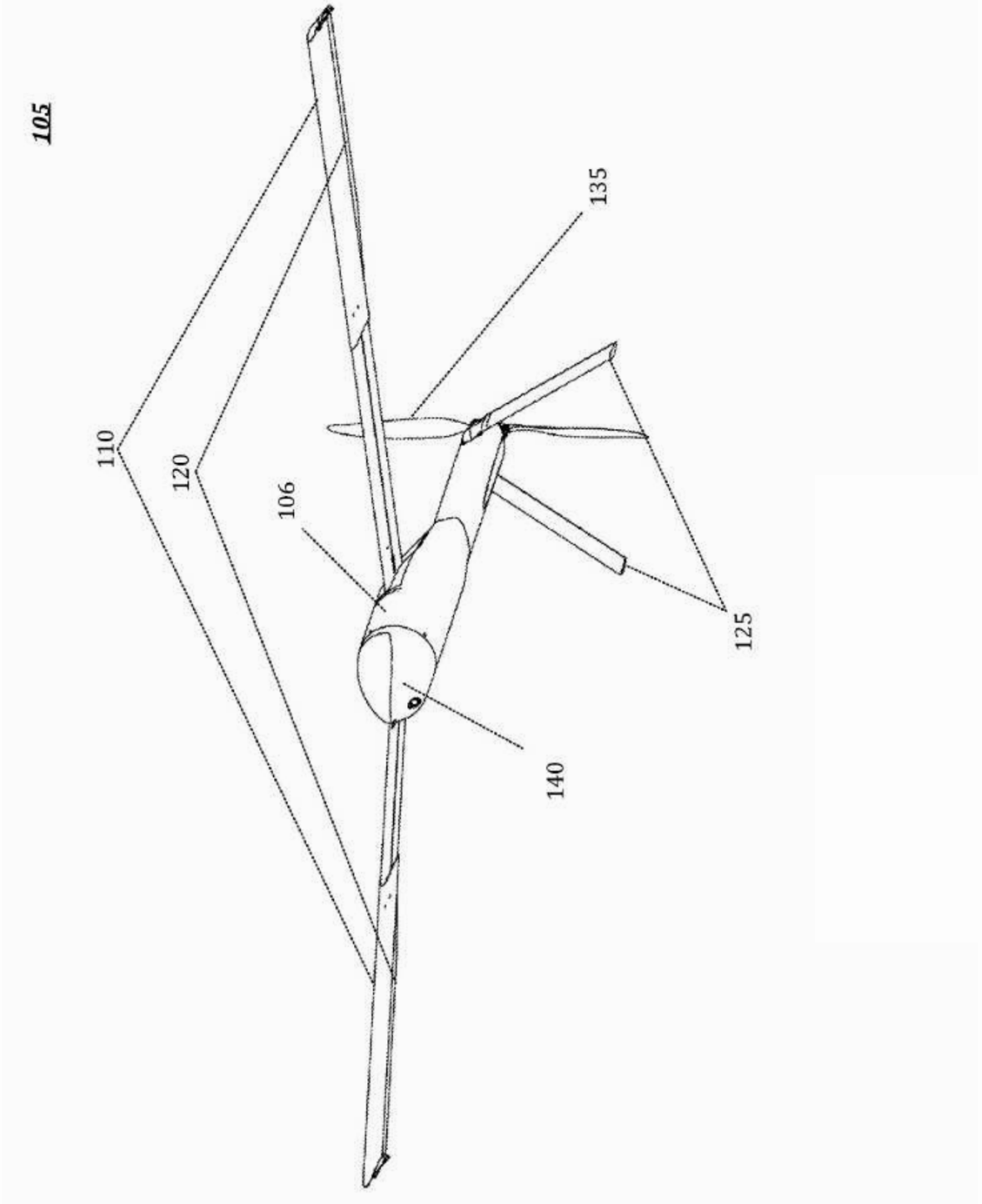


Şekil 1A

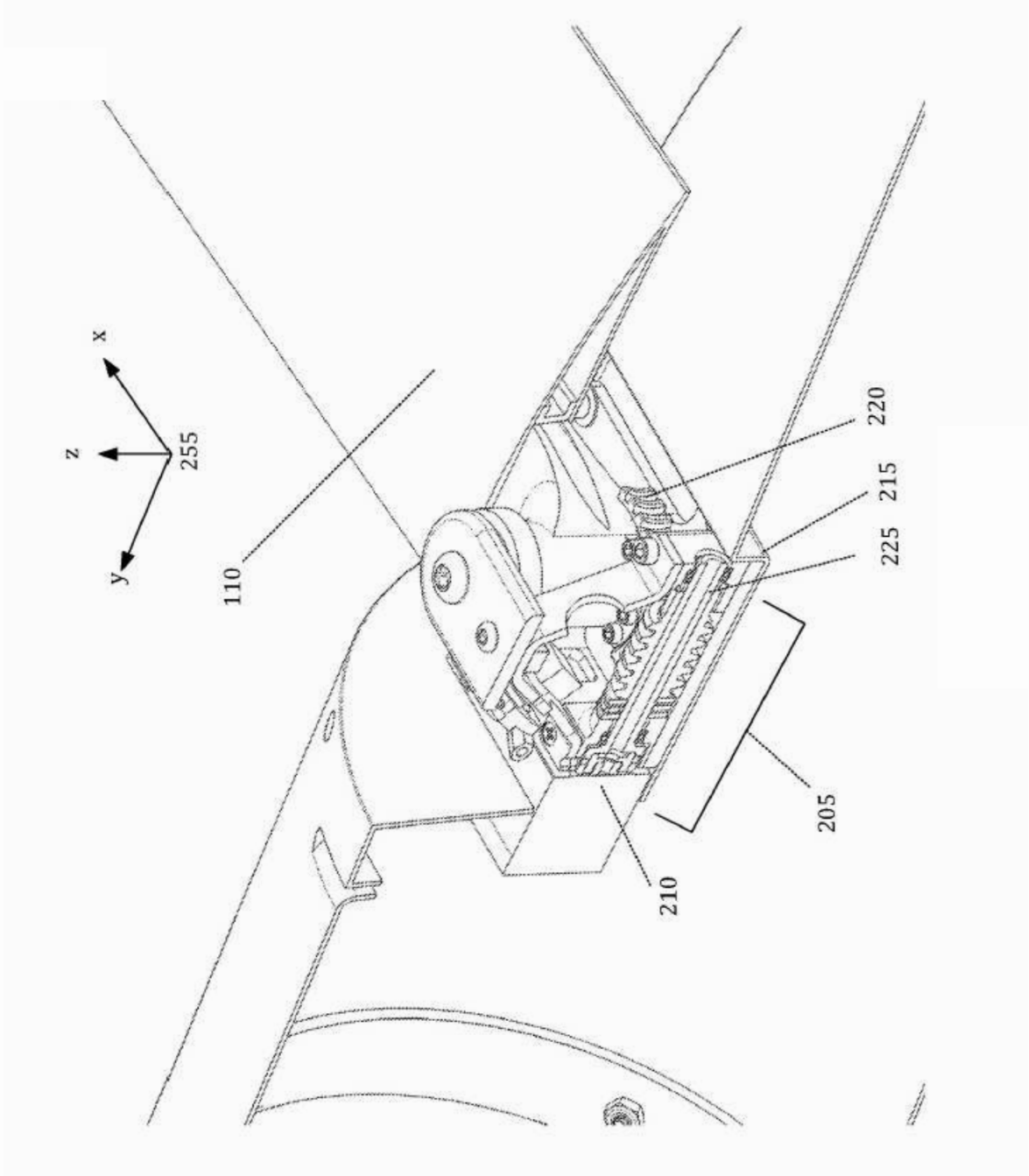
104



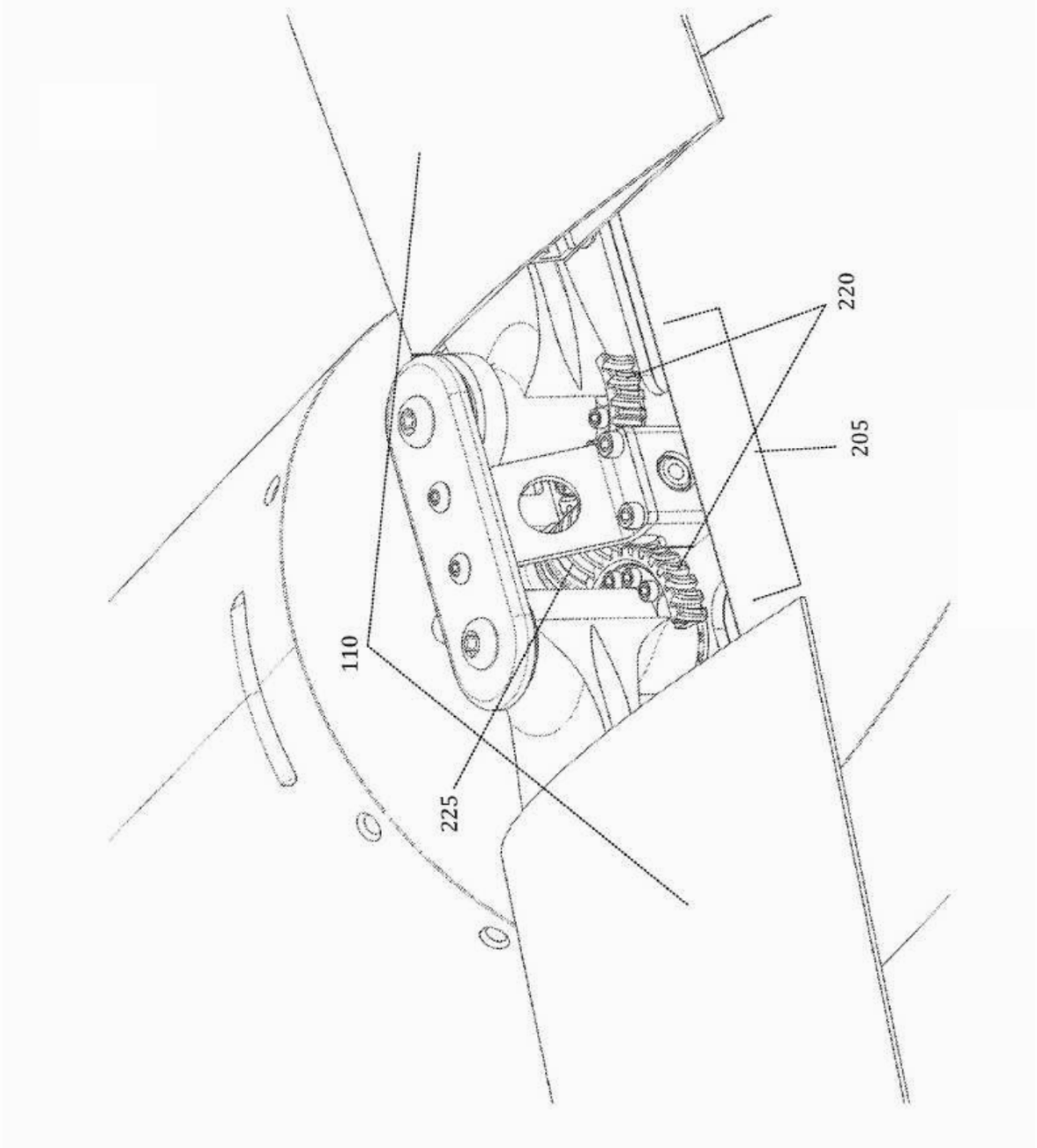
Şekil 1B



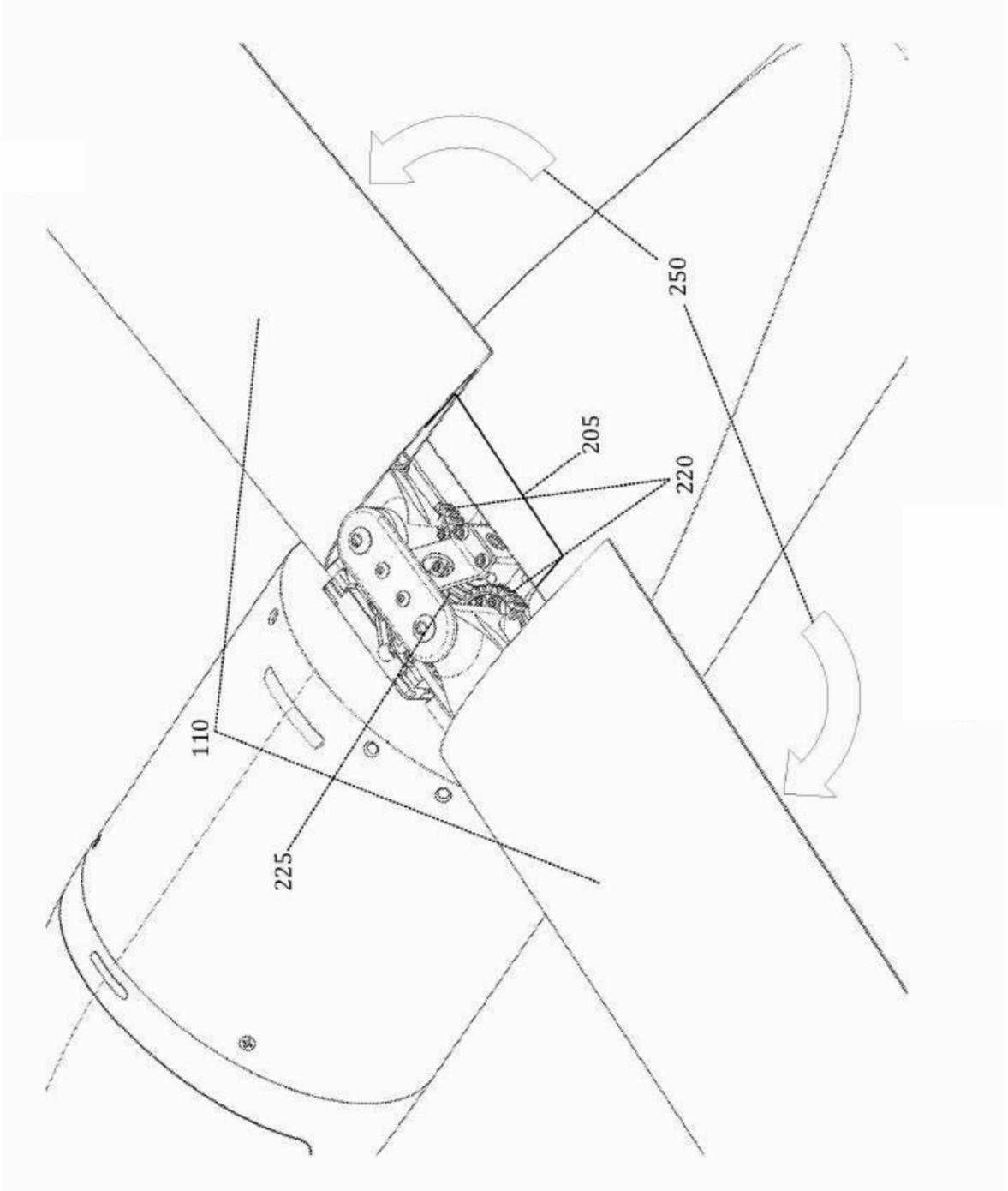
Şekil 1C



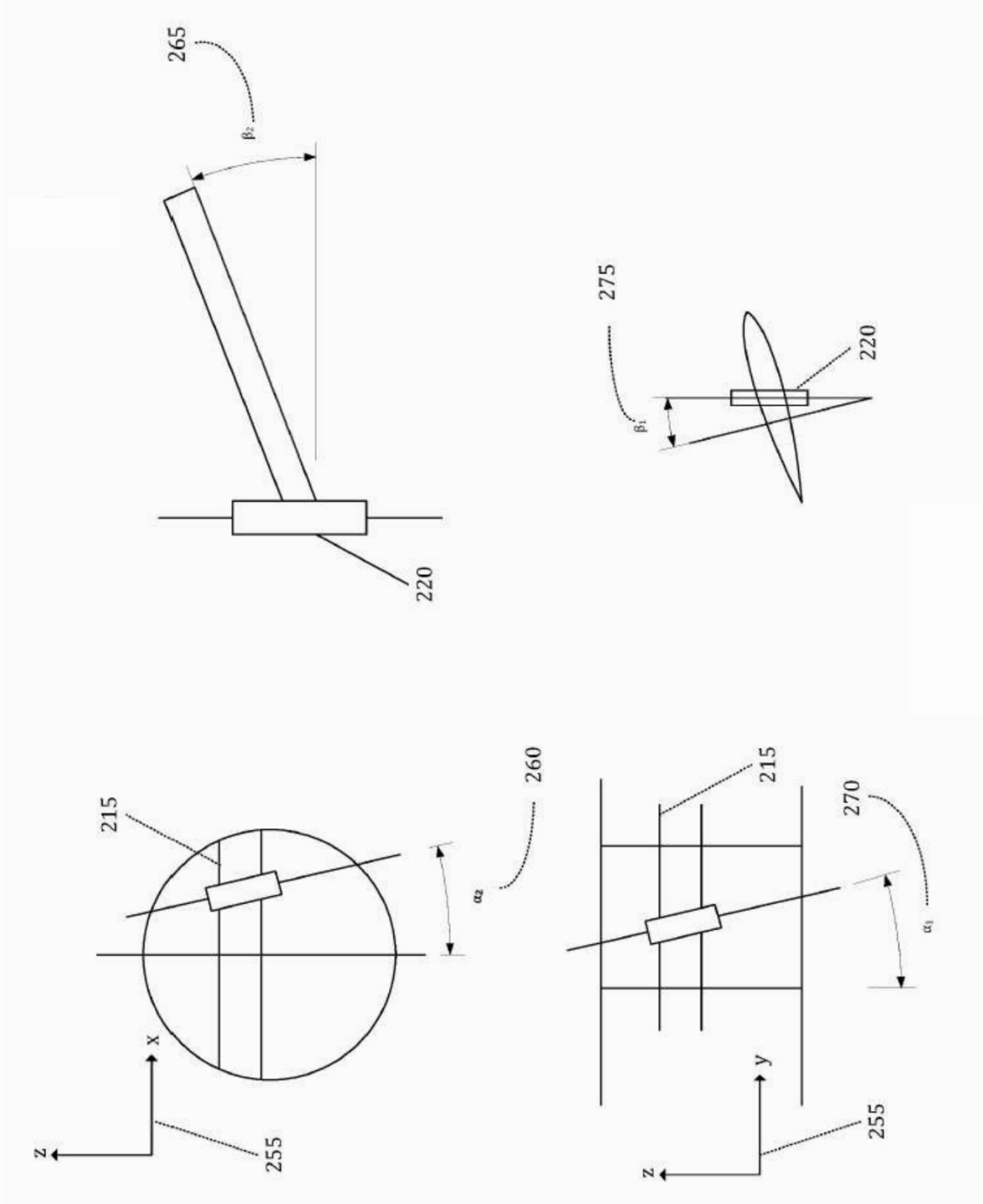
Şekil 2A



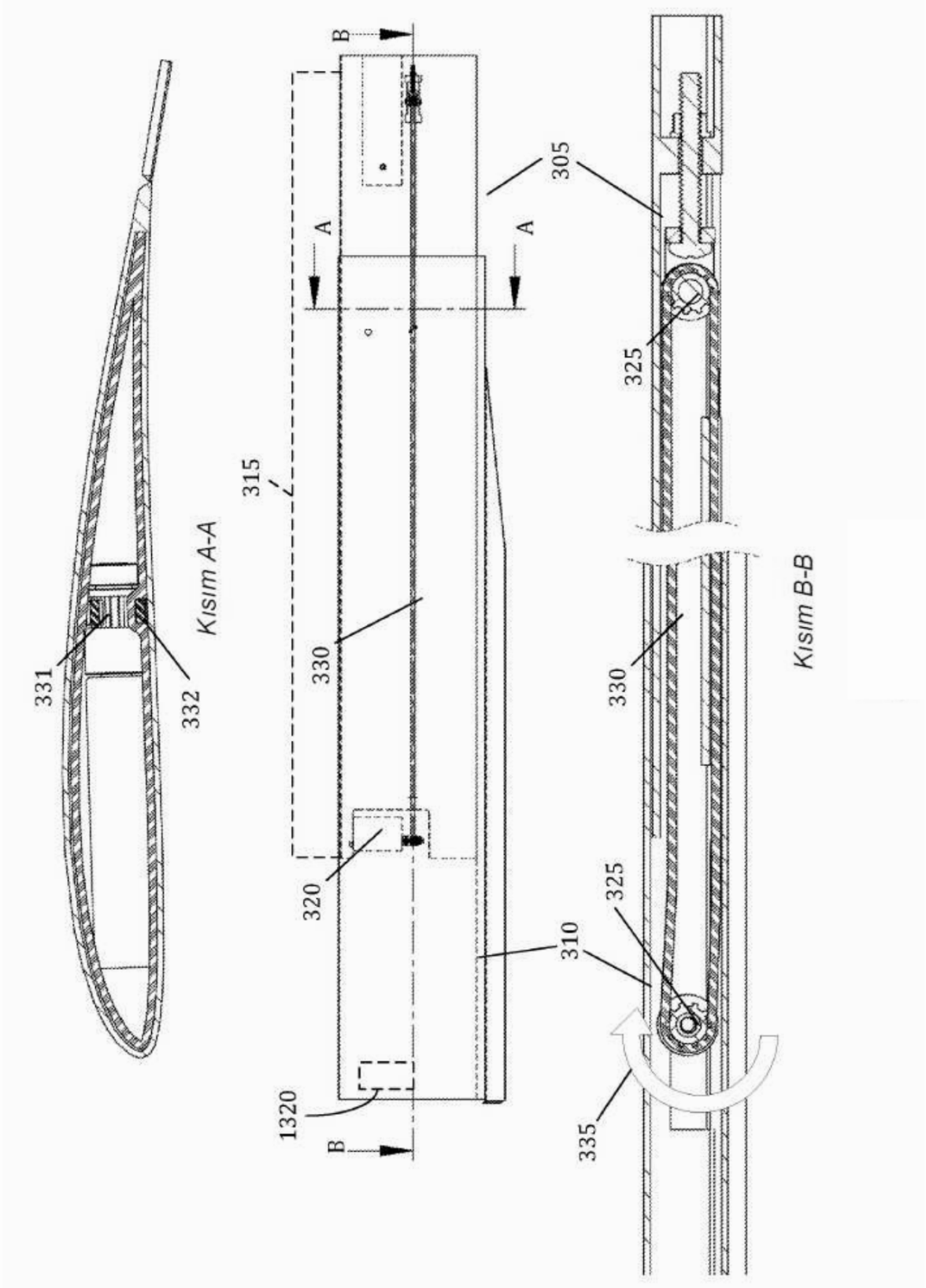
Şekil 2B



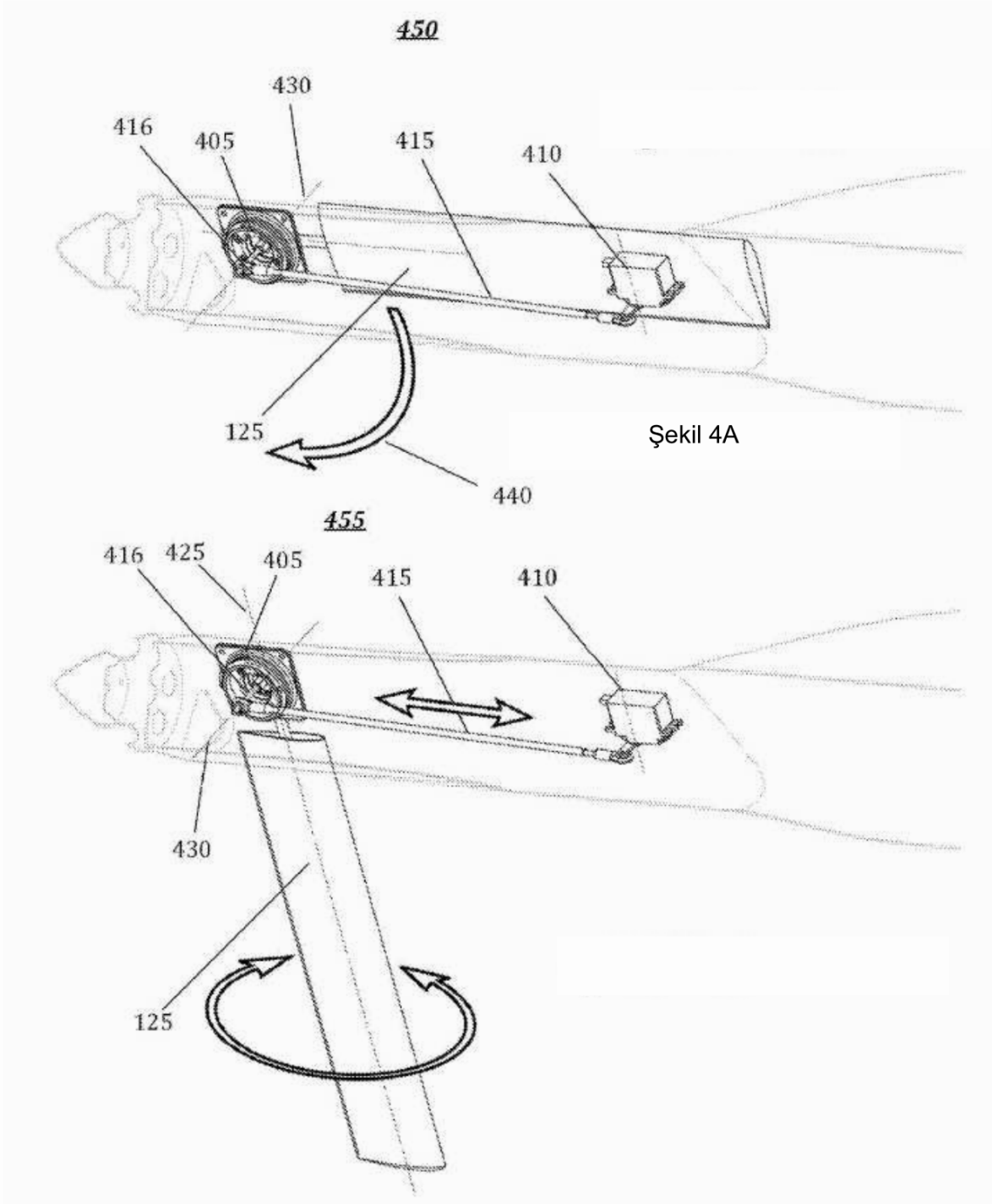
Şekil 2C



Şekil 2D

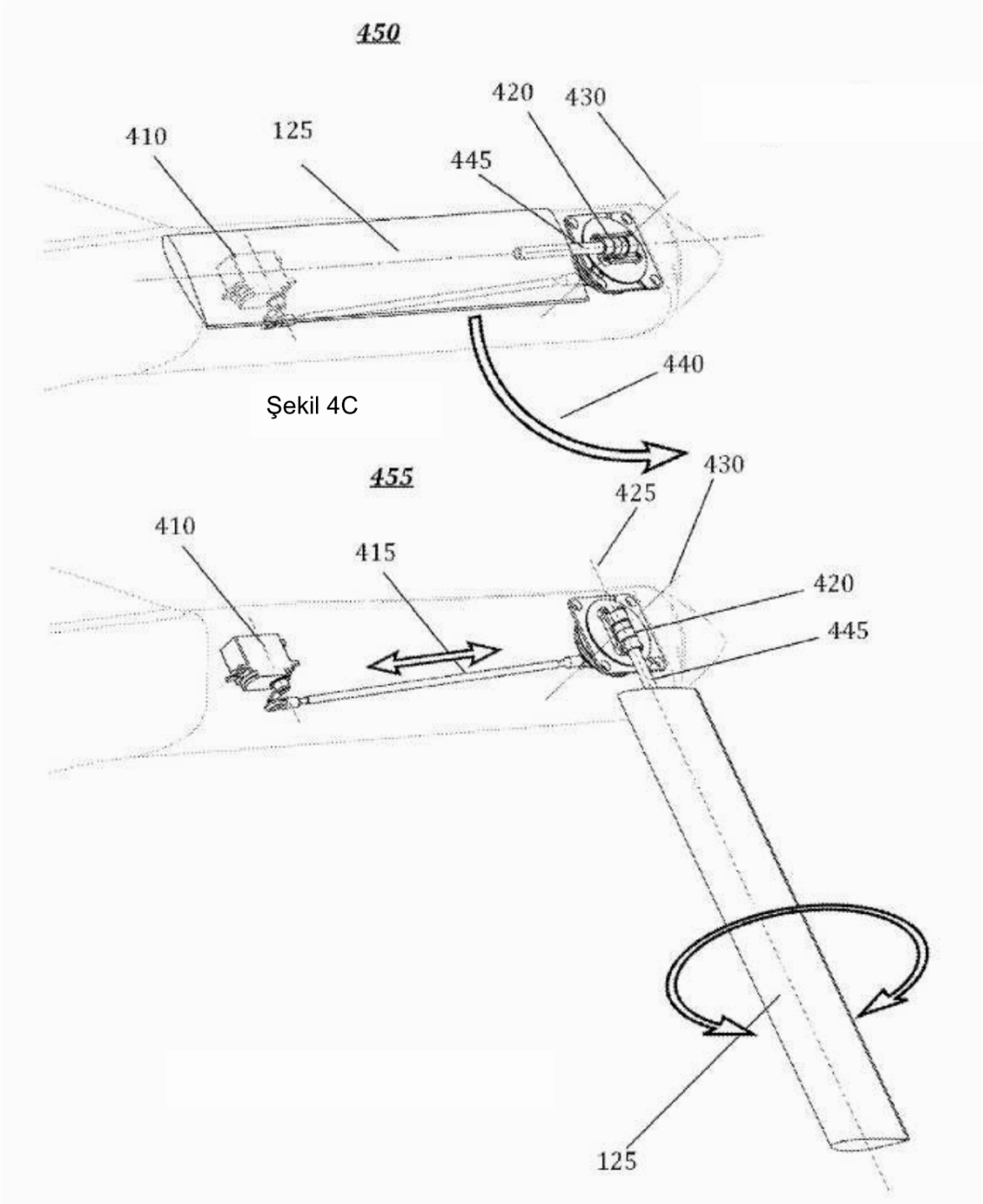


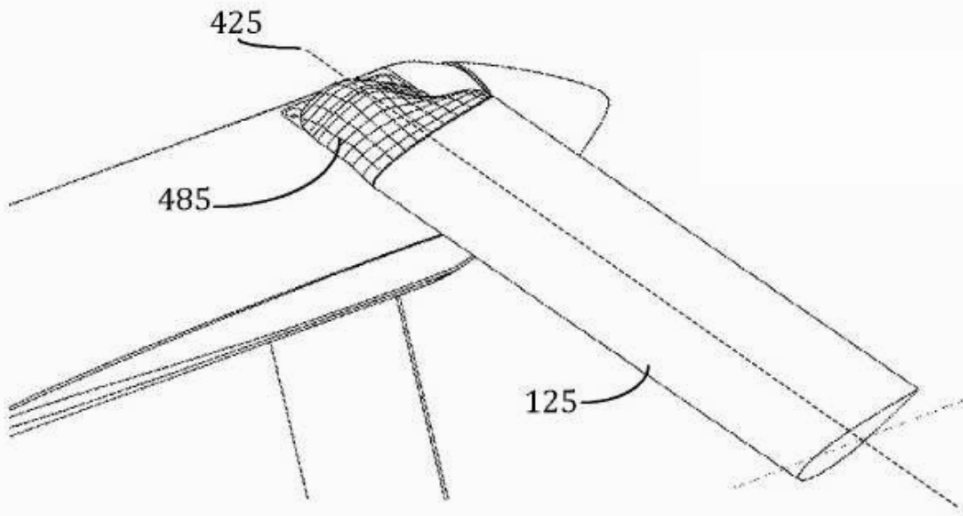
Şekil 3



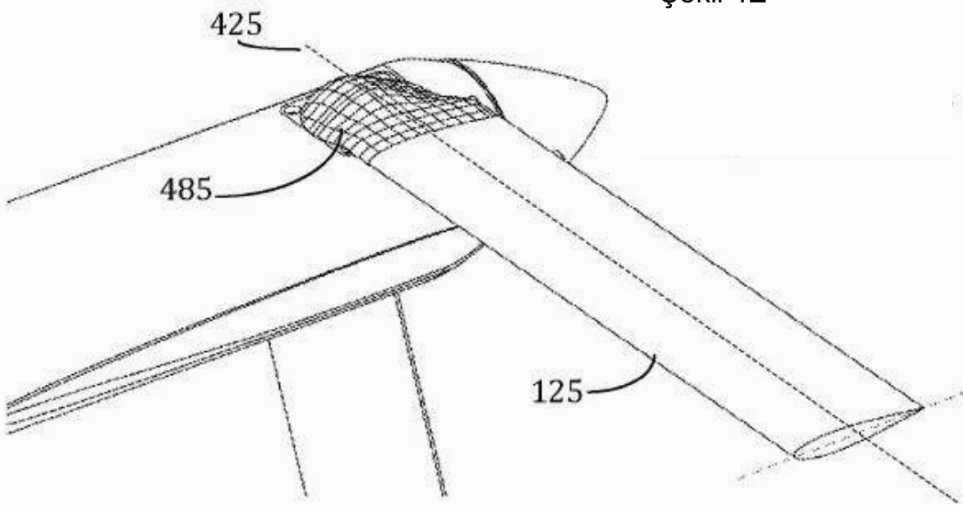
Şekil 4A

Şekil 4B

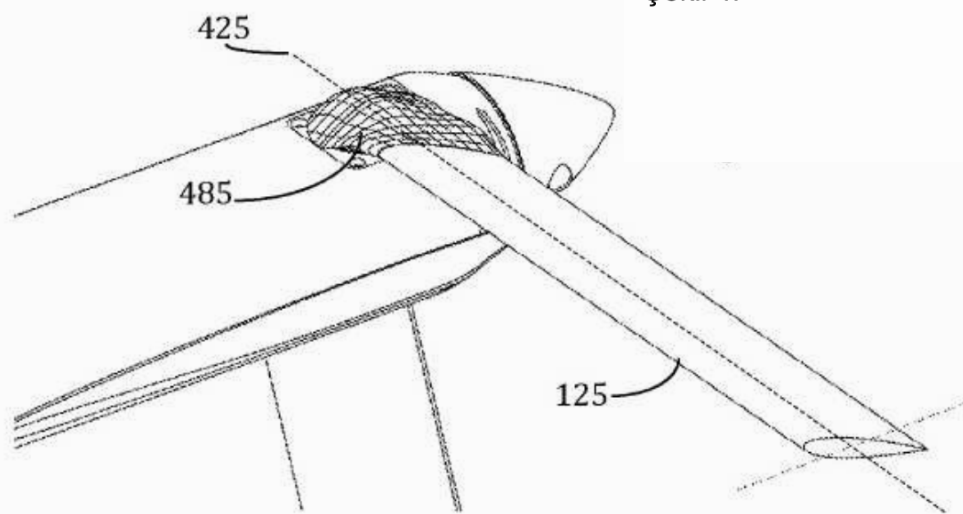




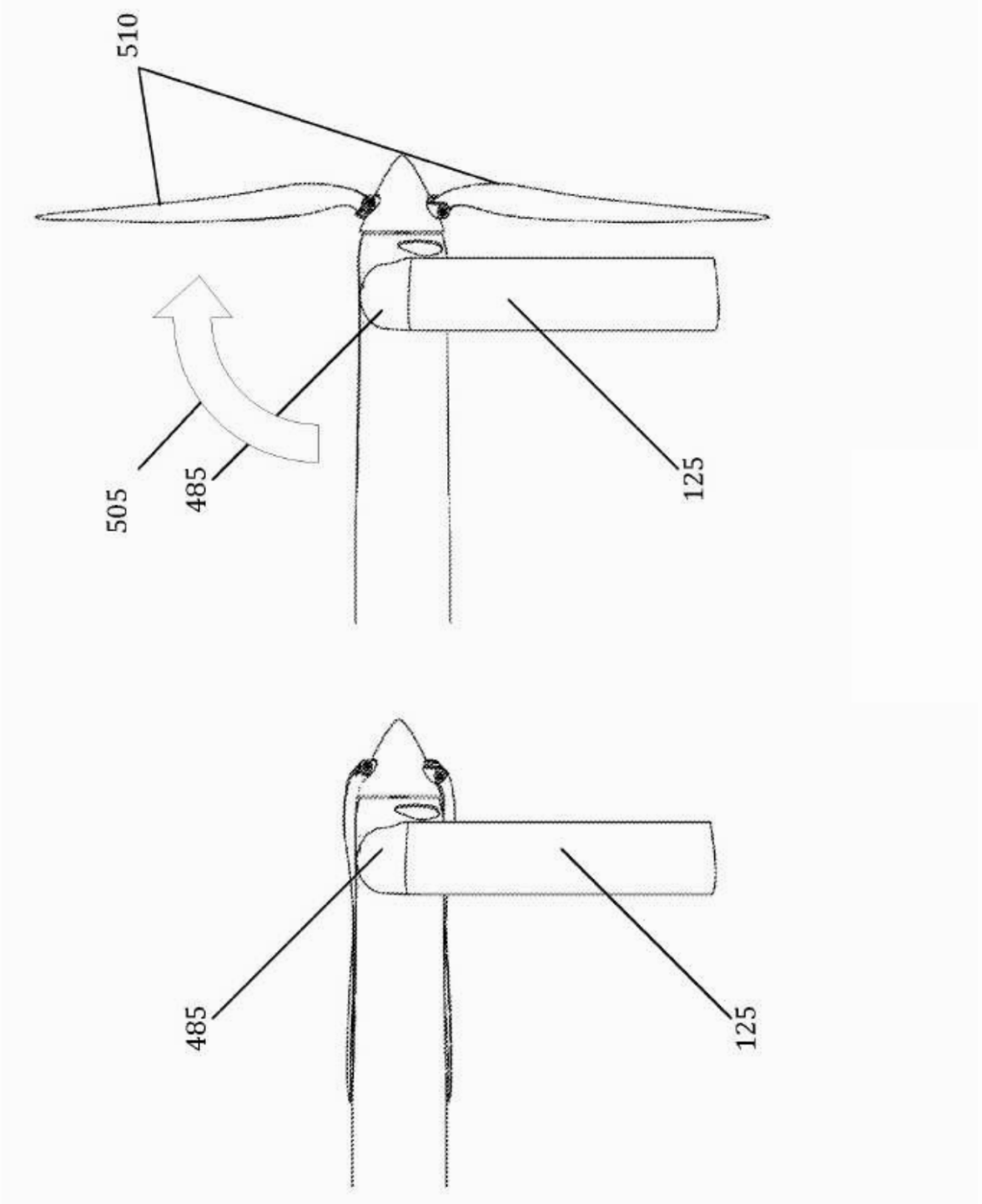
Şekil 4E



Şekil 4F

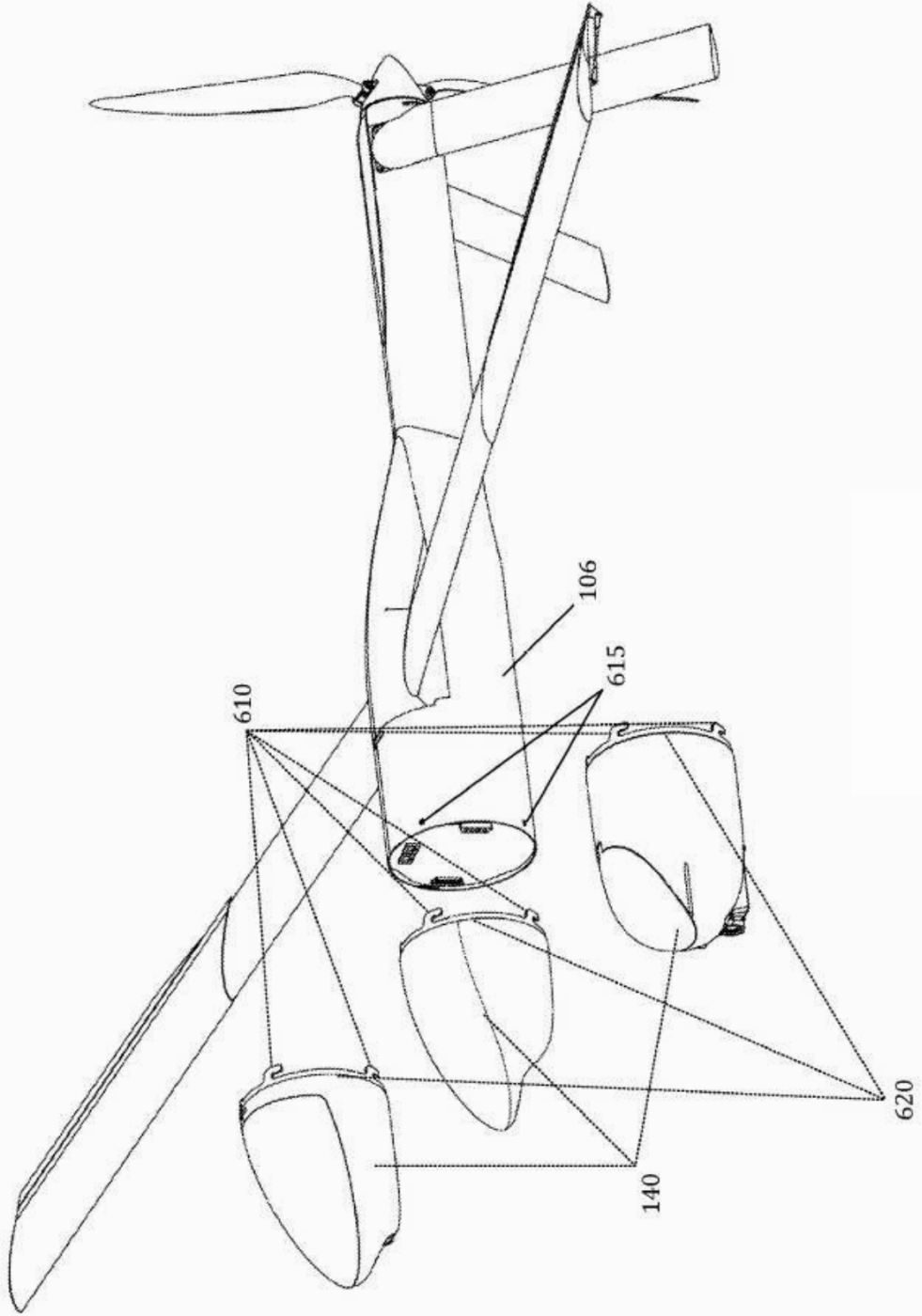


Şekil 4G

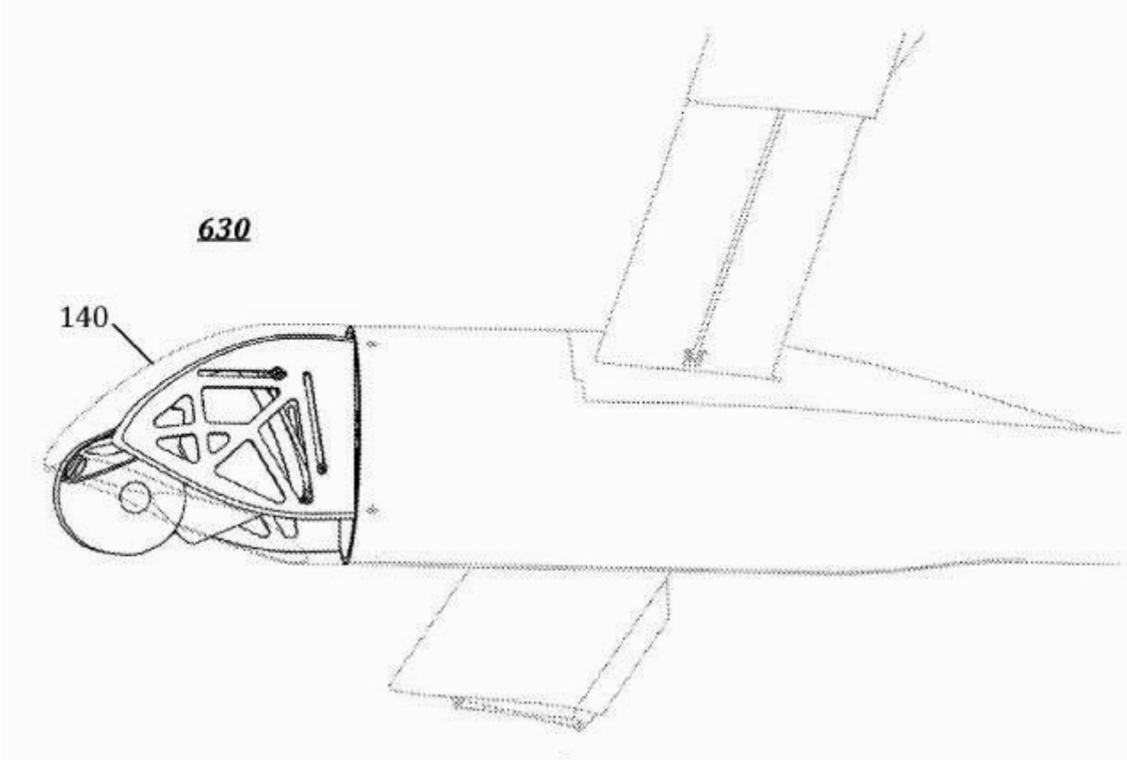


Şekil 5

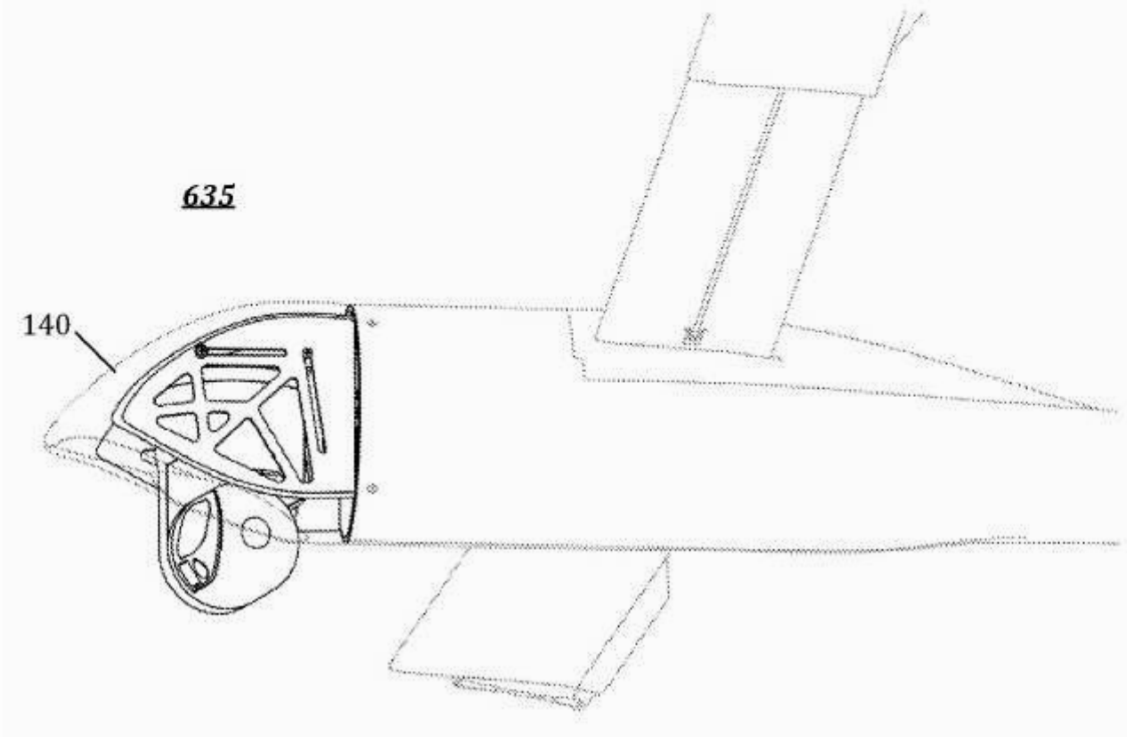
605



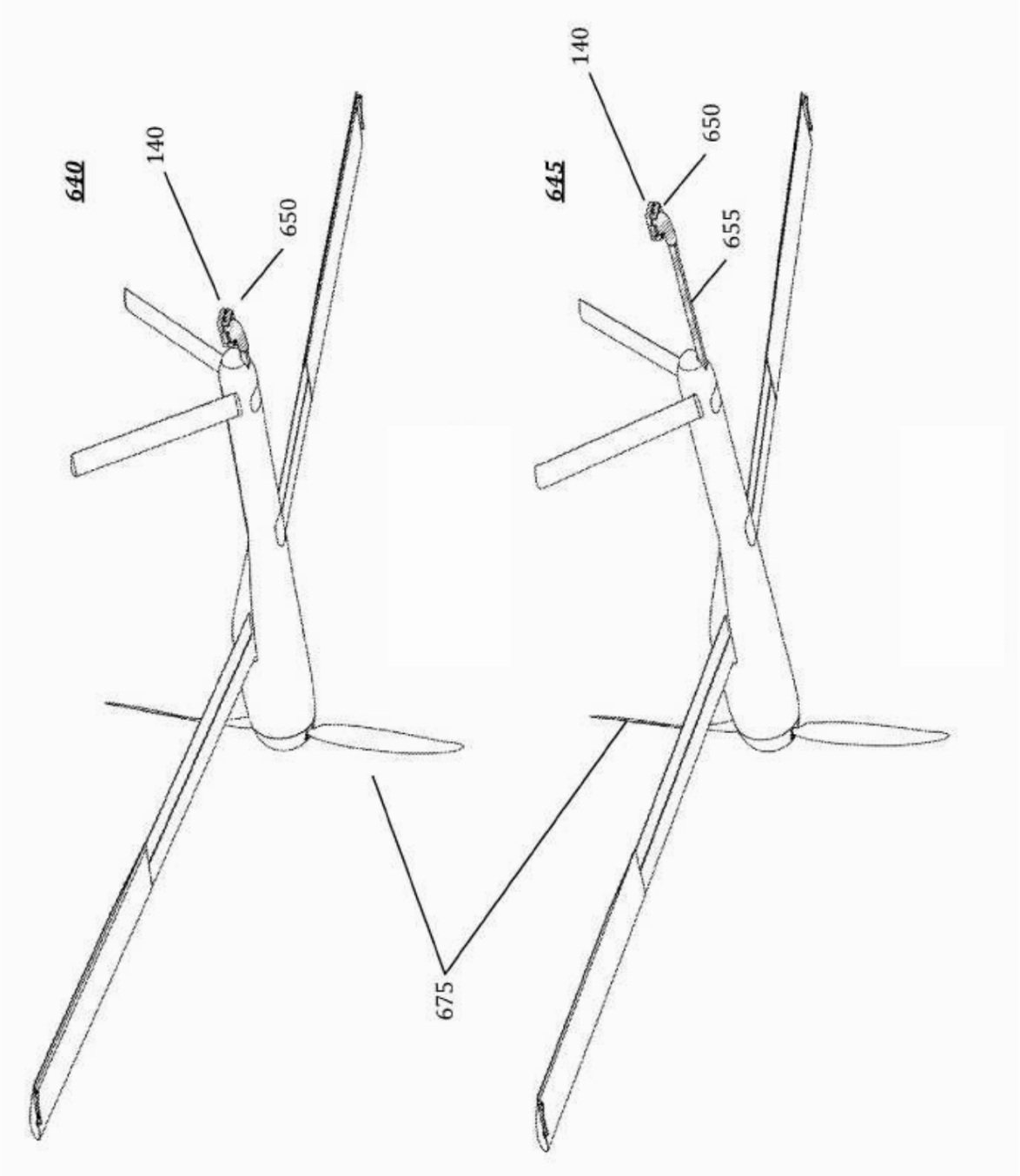
Şekil 6A



Şekil 6B

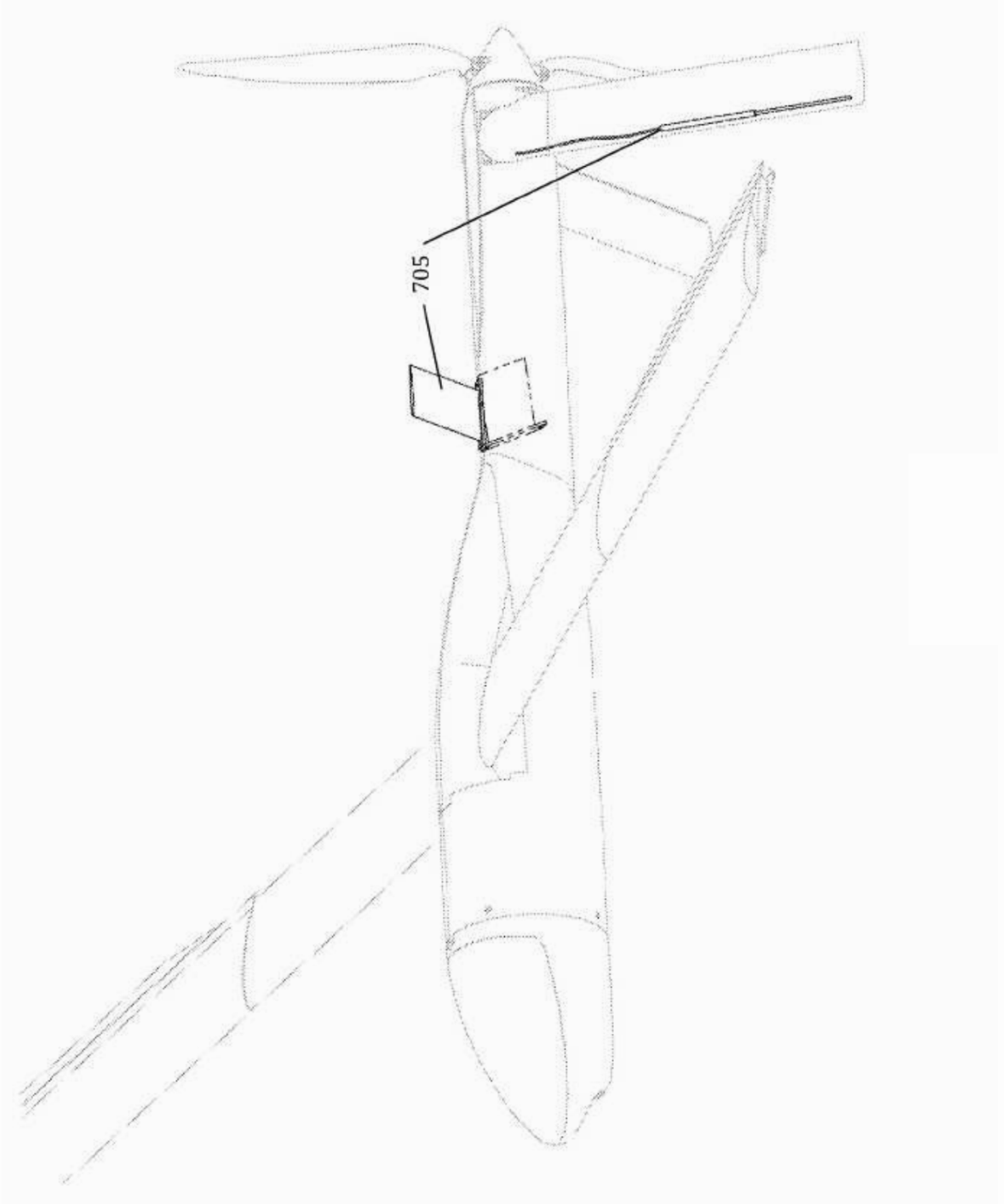


Şekil 6C



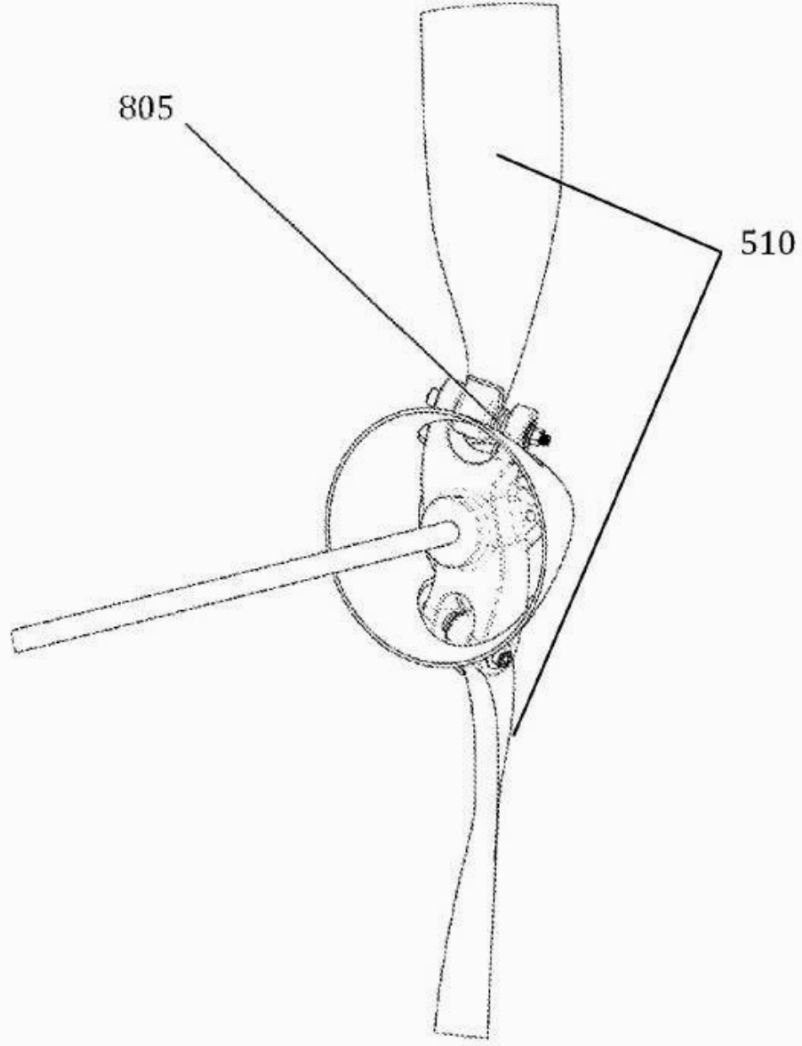
Şekil 6D

Şekil 6E

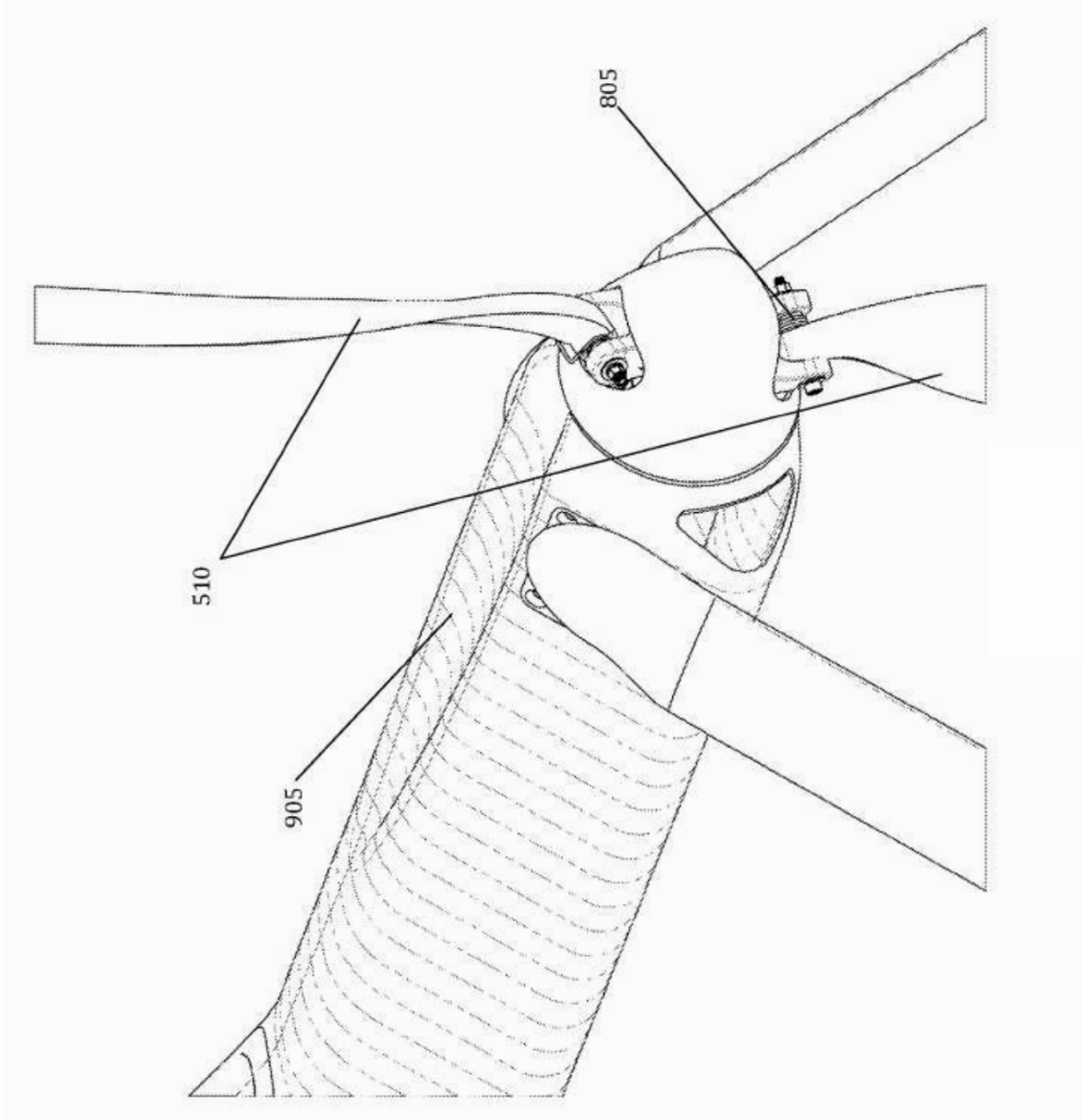


Şekil 7

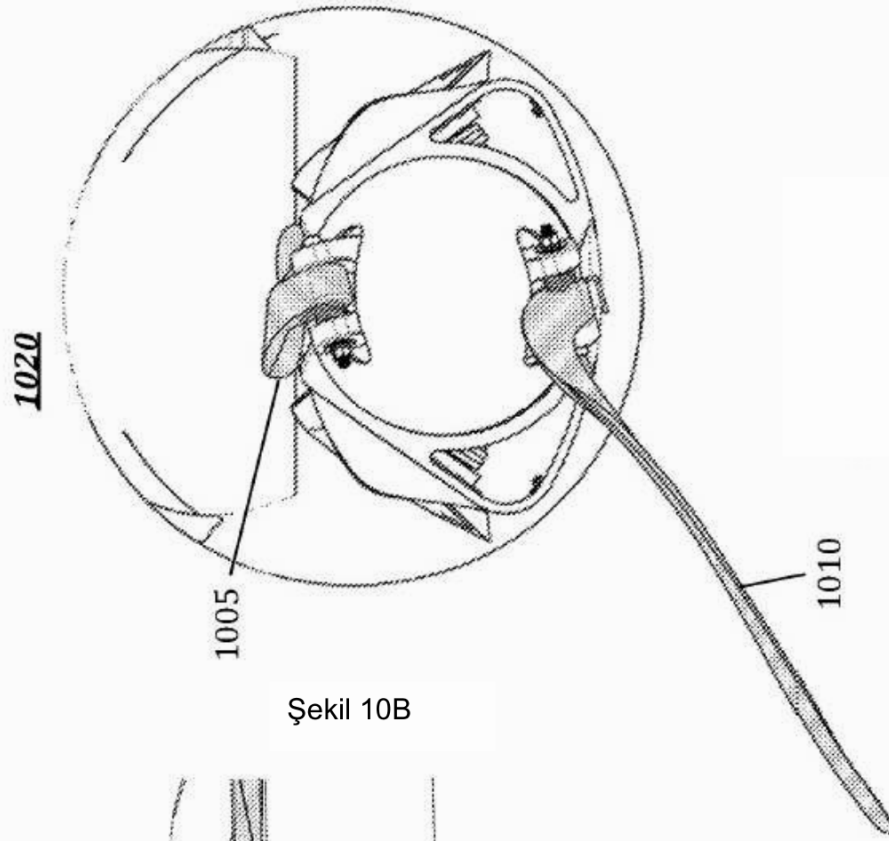
135



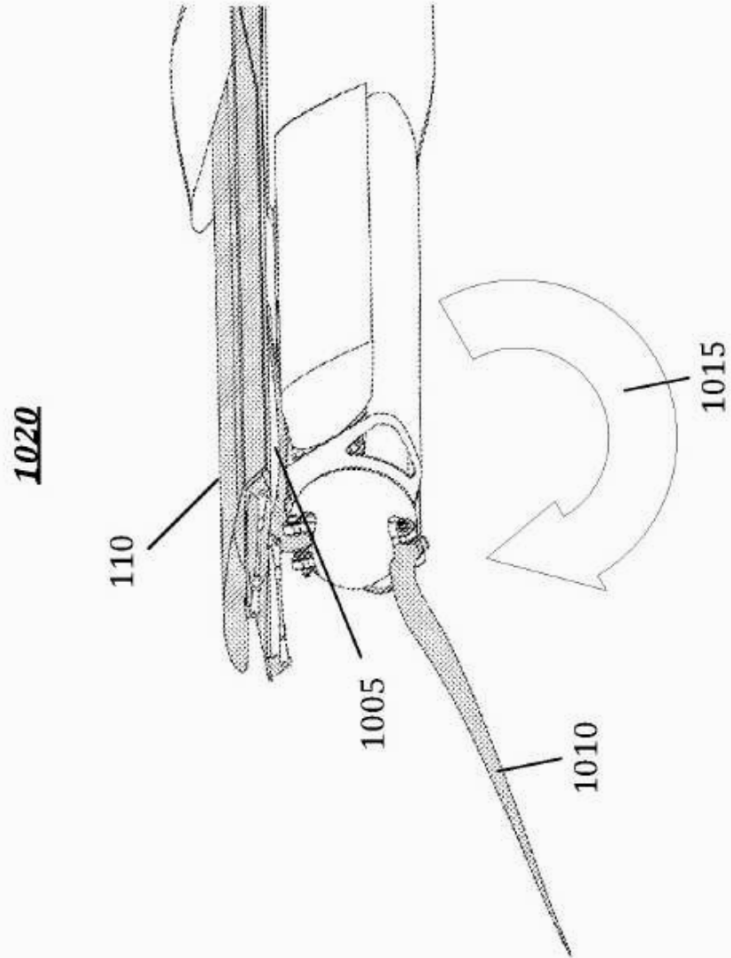
Şekil 8



Şekil 9

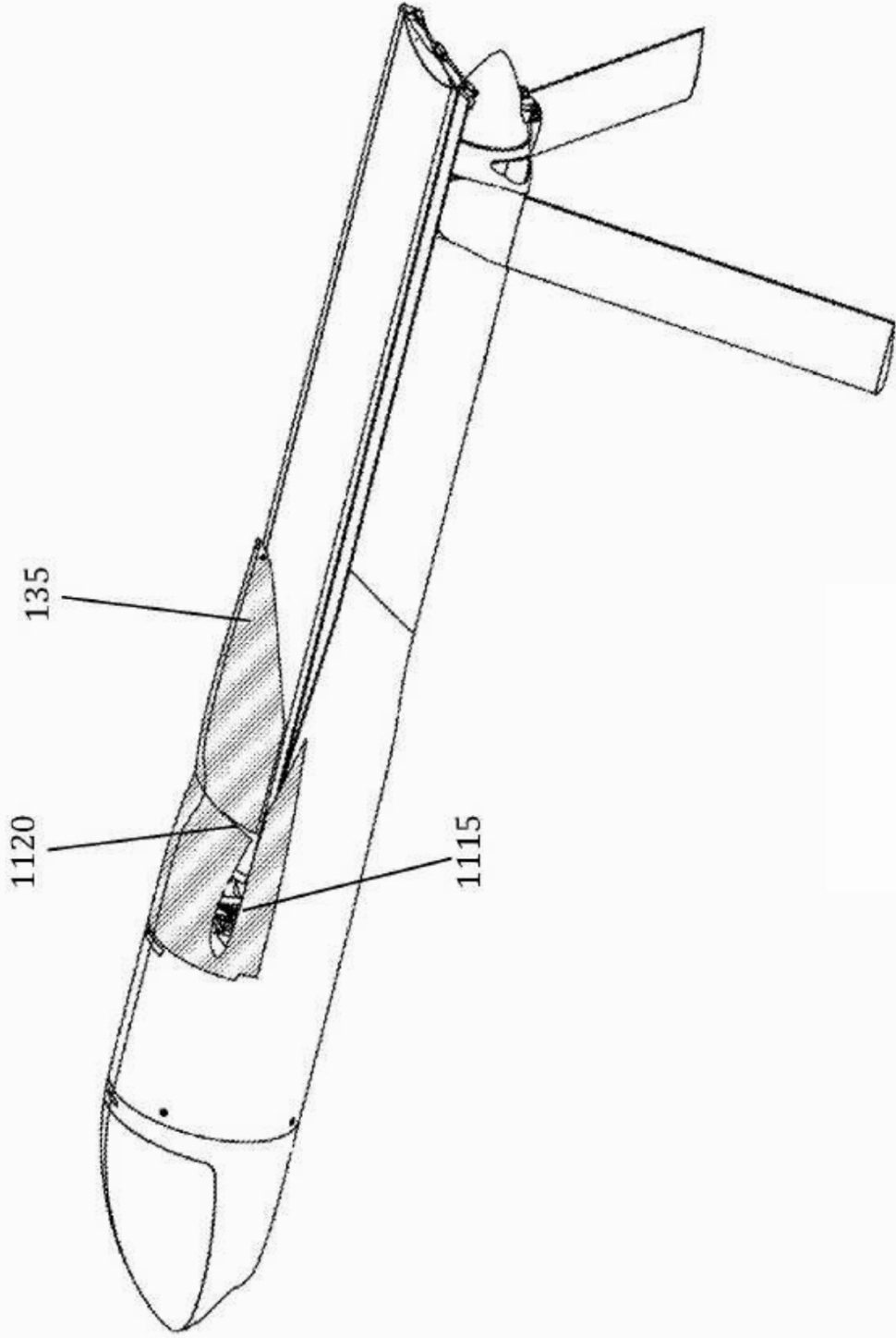


Şekil 10B



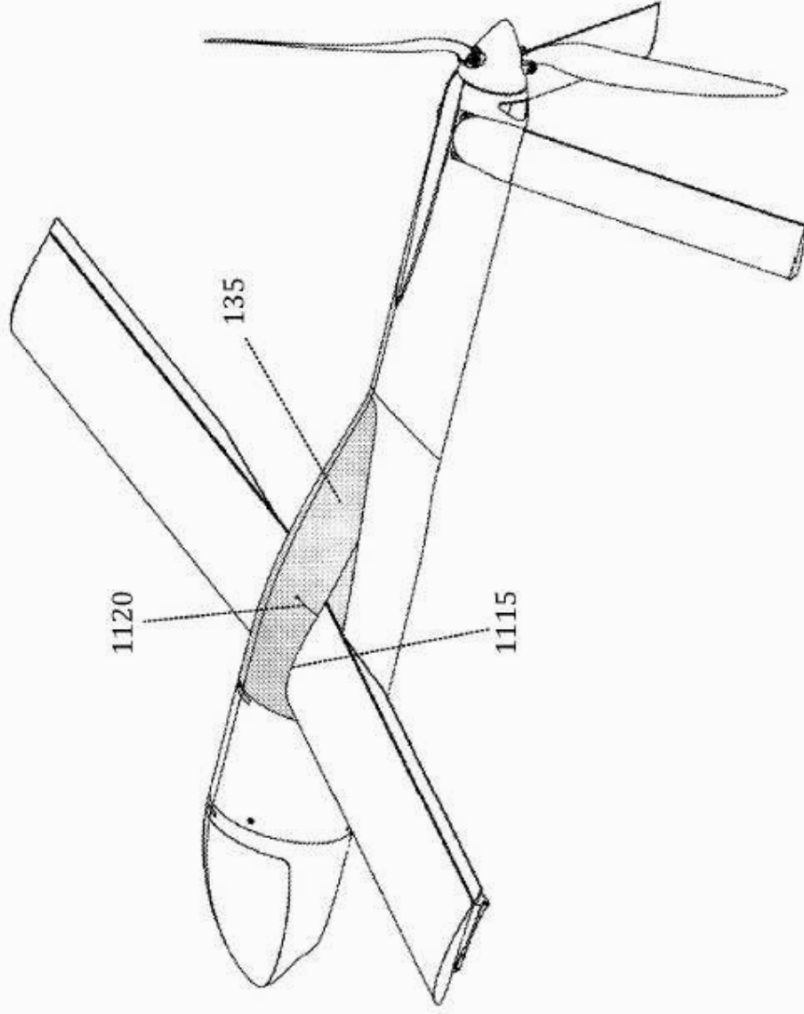
Şekil 10A

1105

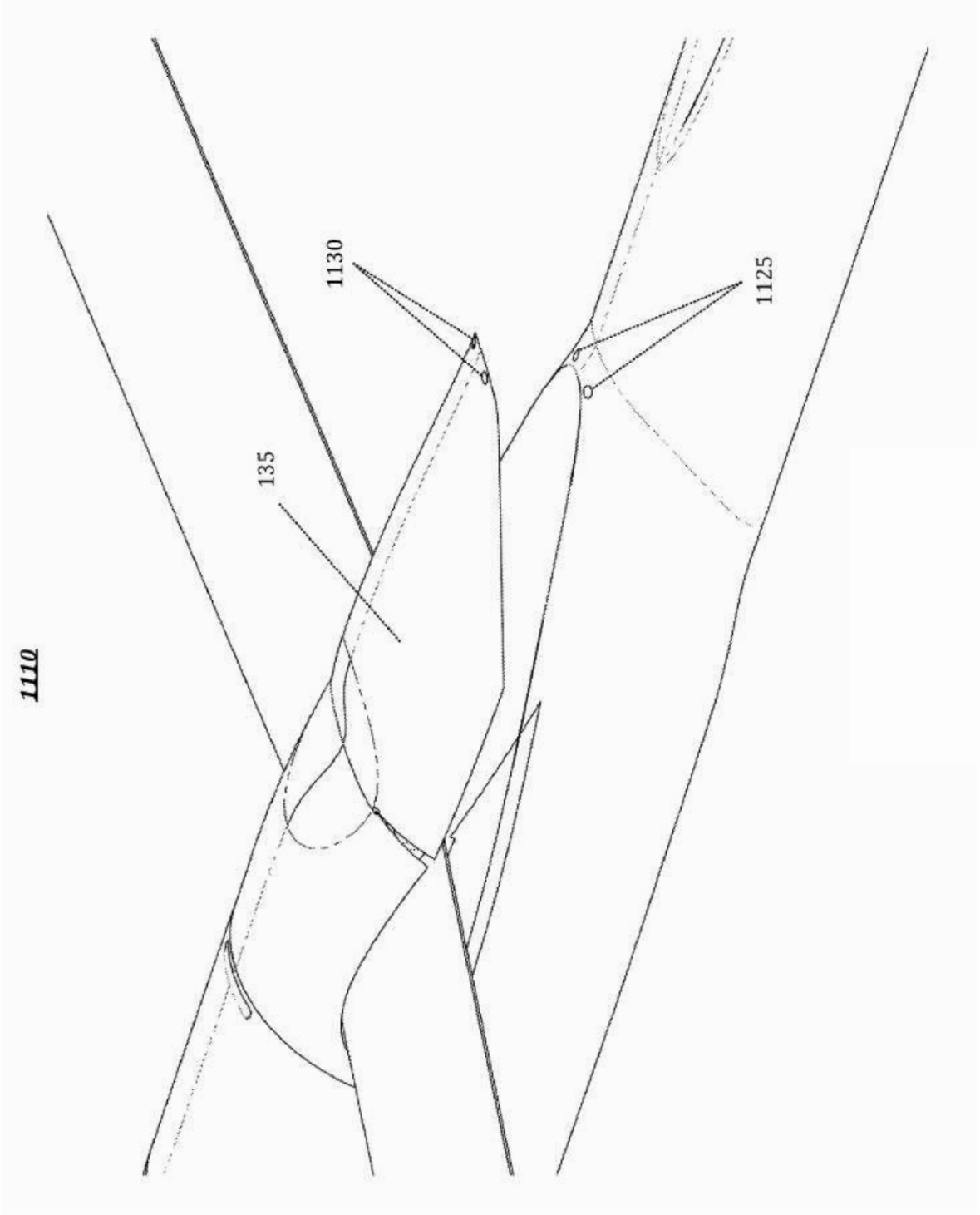


Şekil 11A

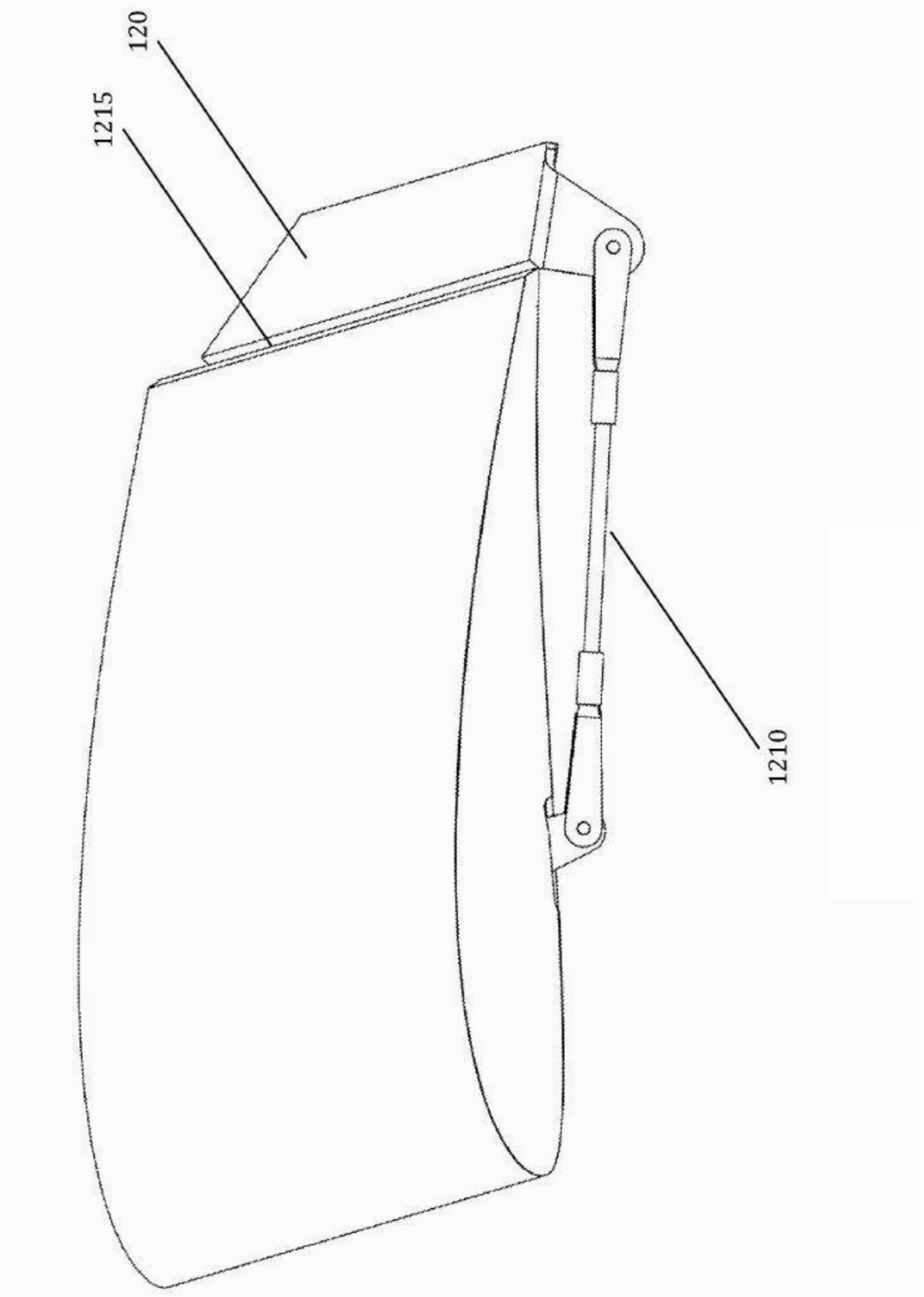
1110



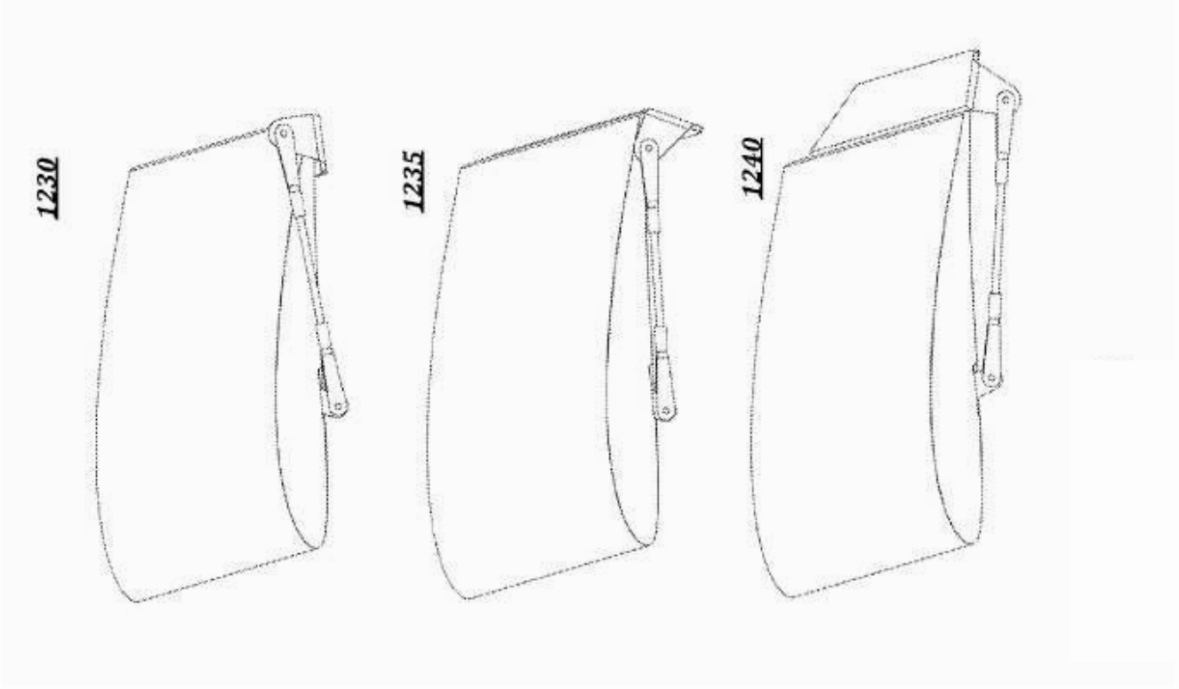
Şekil 11B



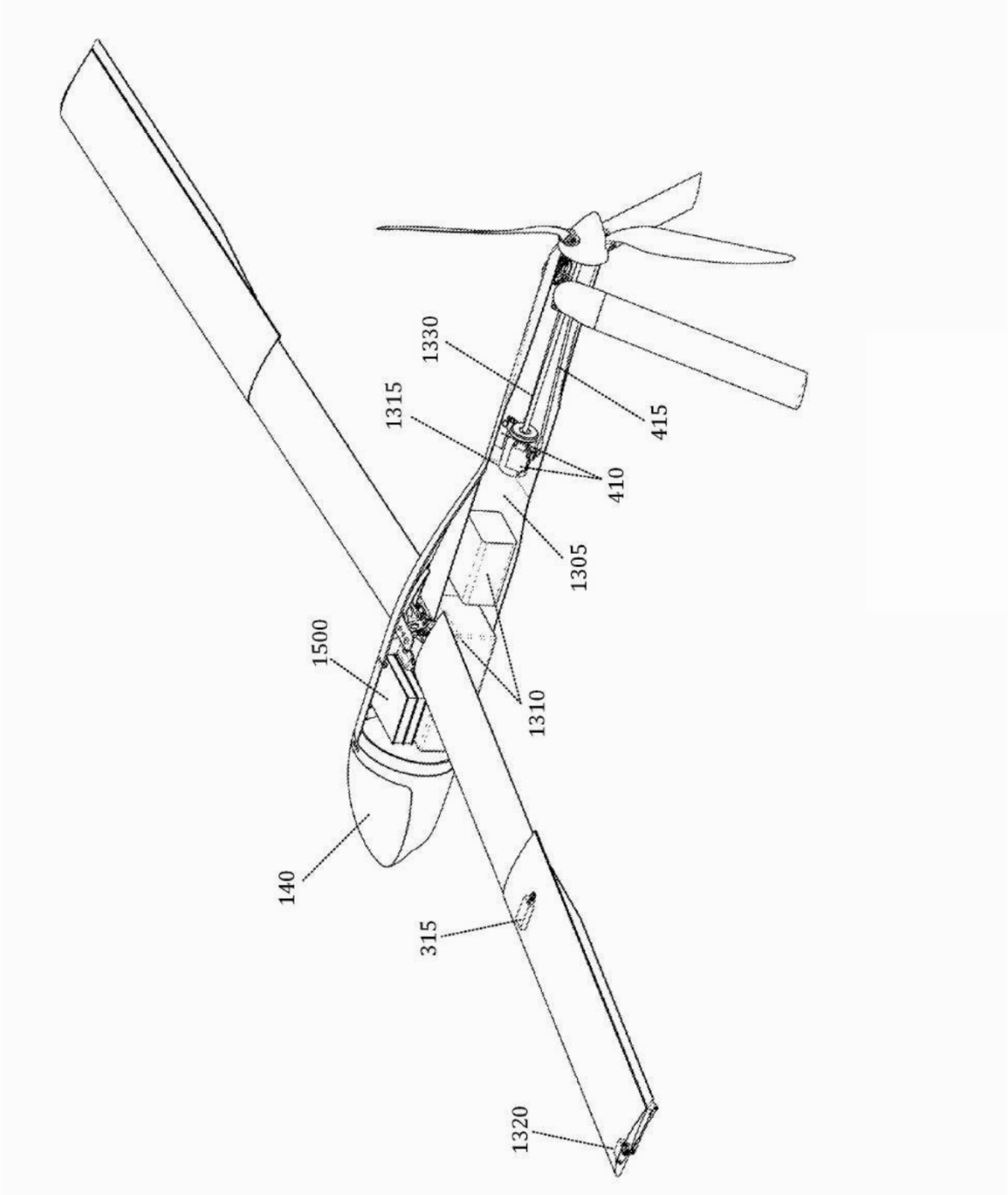
Şekil 11C



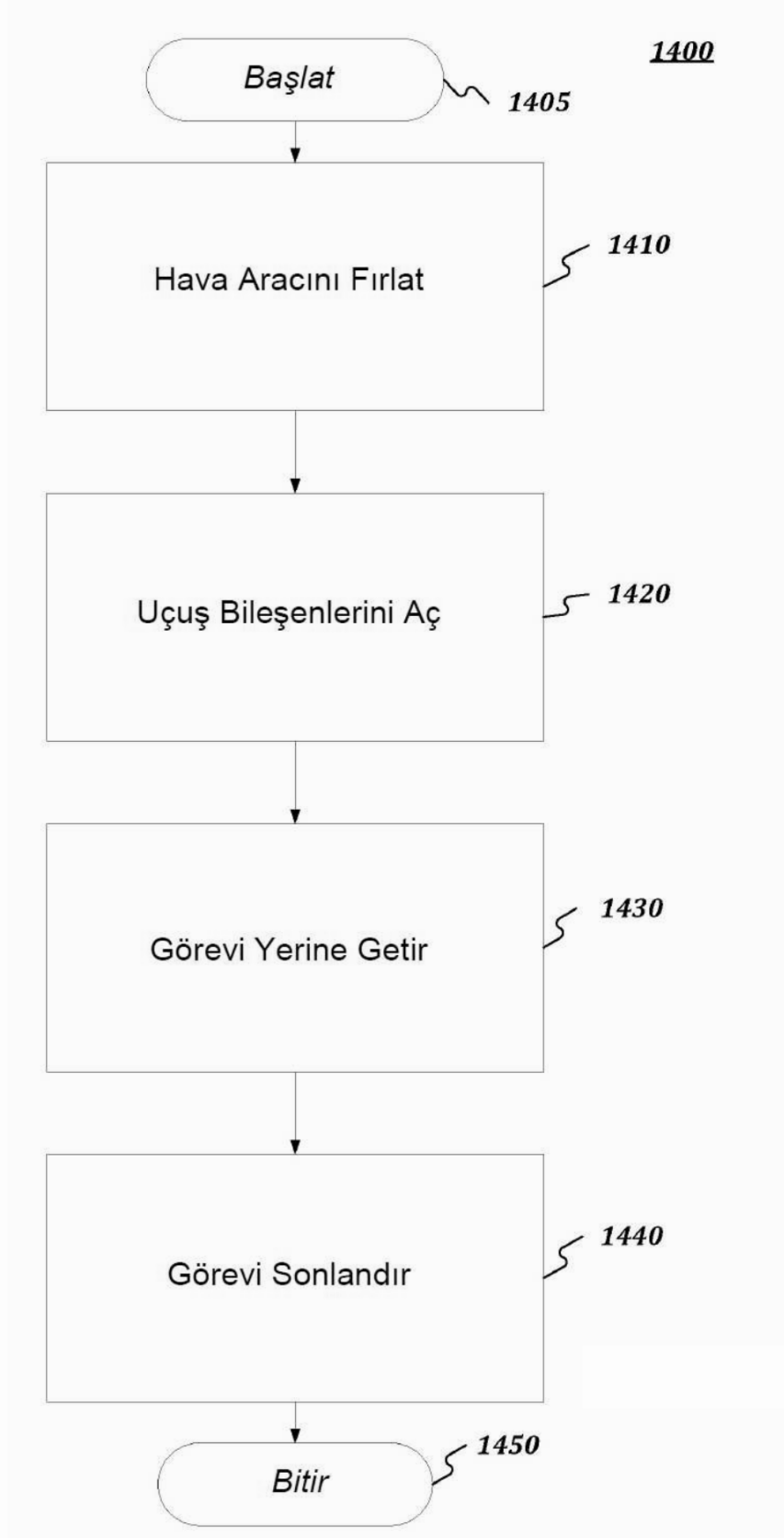
Şekil 12A



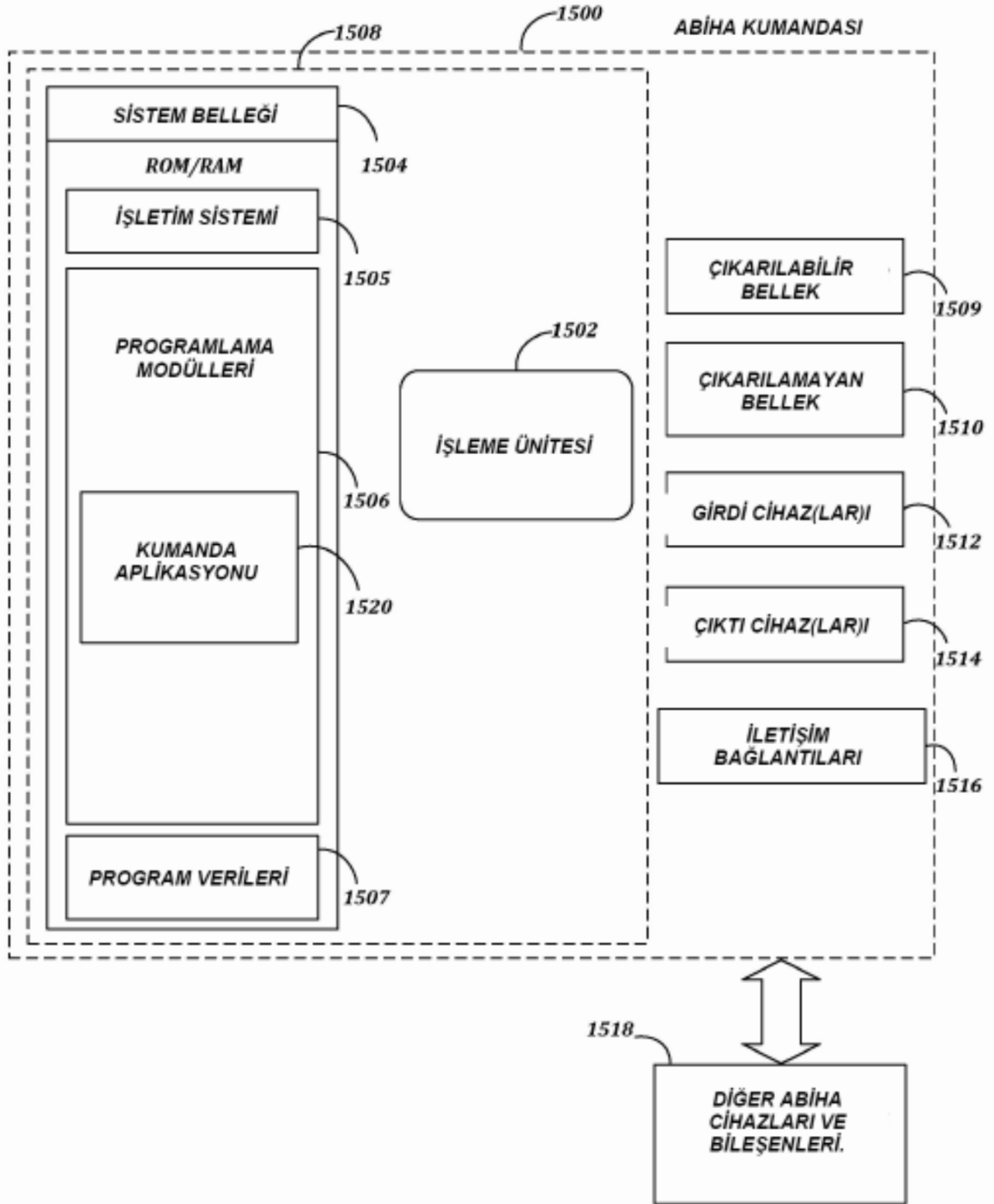
Şekil 12B



Şekil 13



Şekil 14



Şekil 15

102

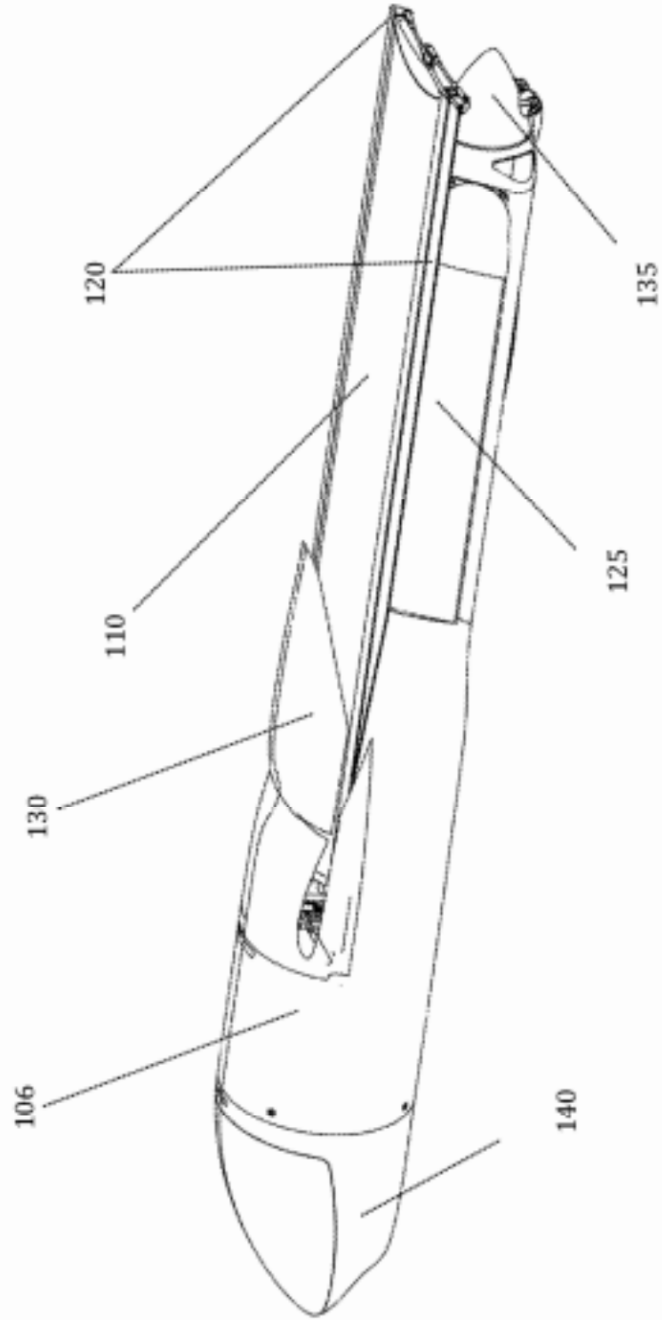


FIG. 1A

104

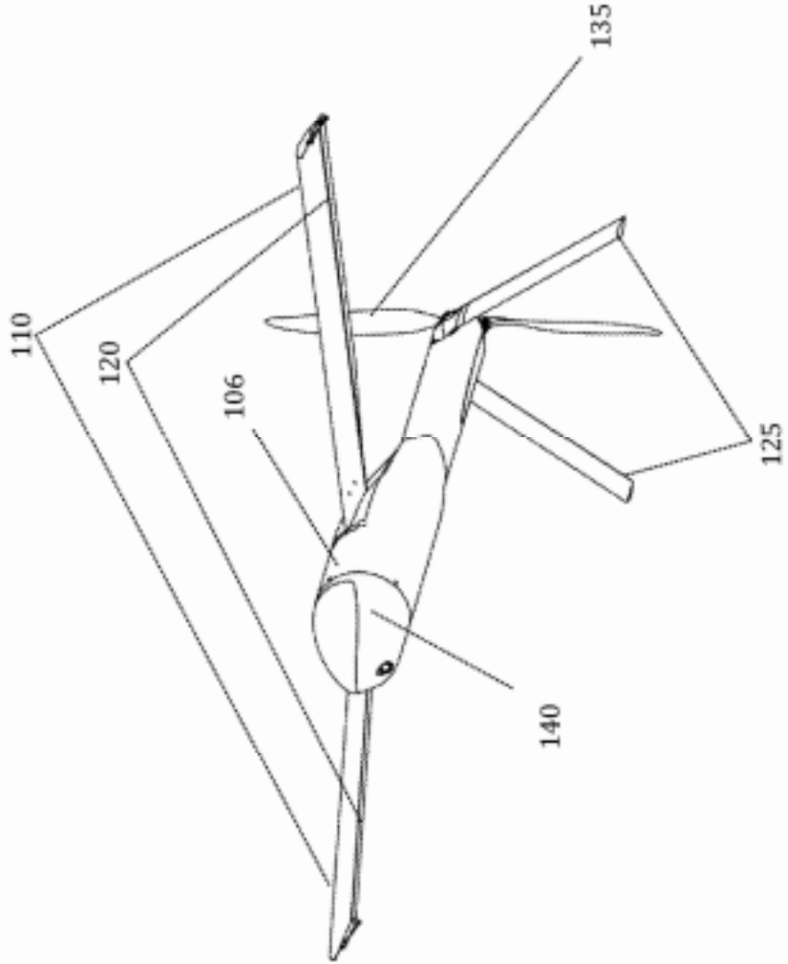


FIG. 1B

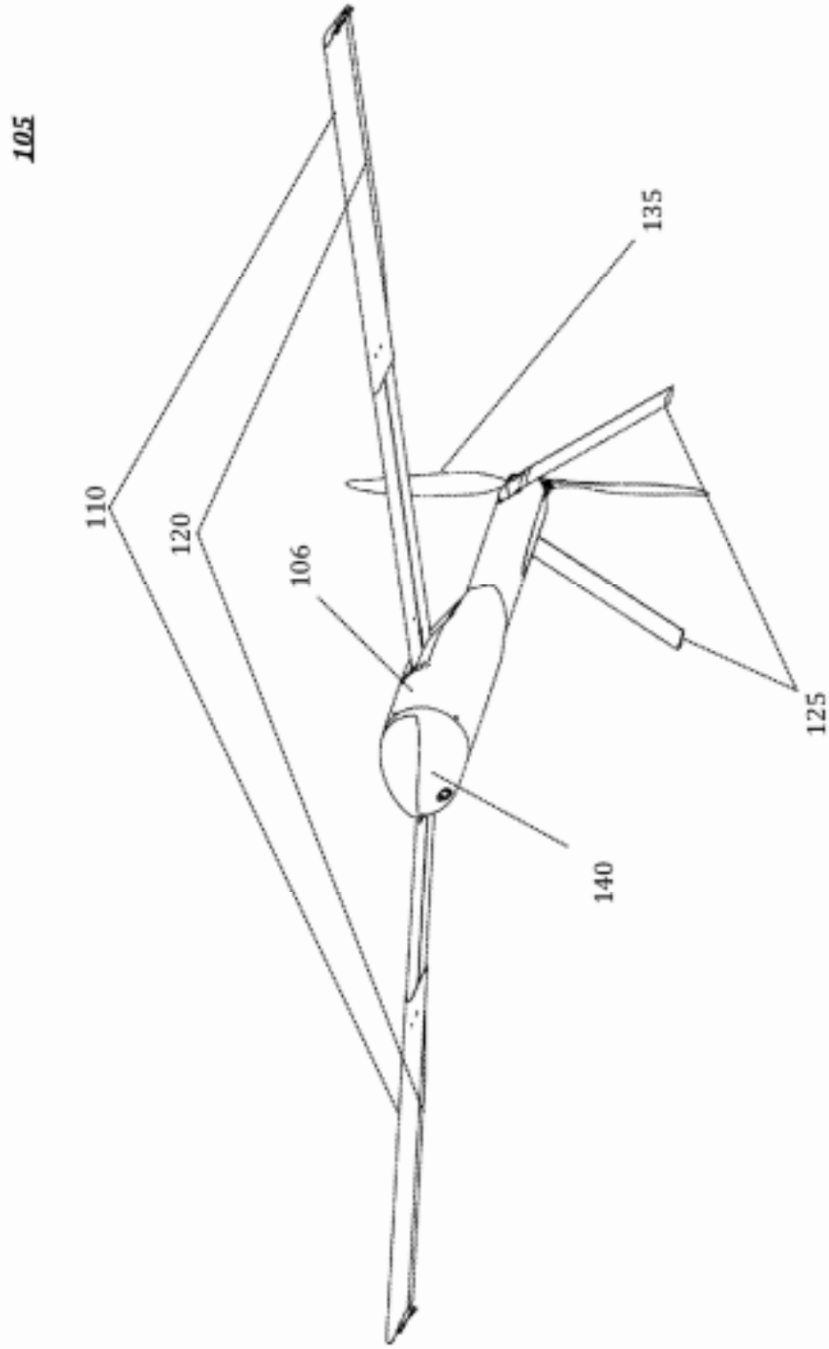


FIG. 1C

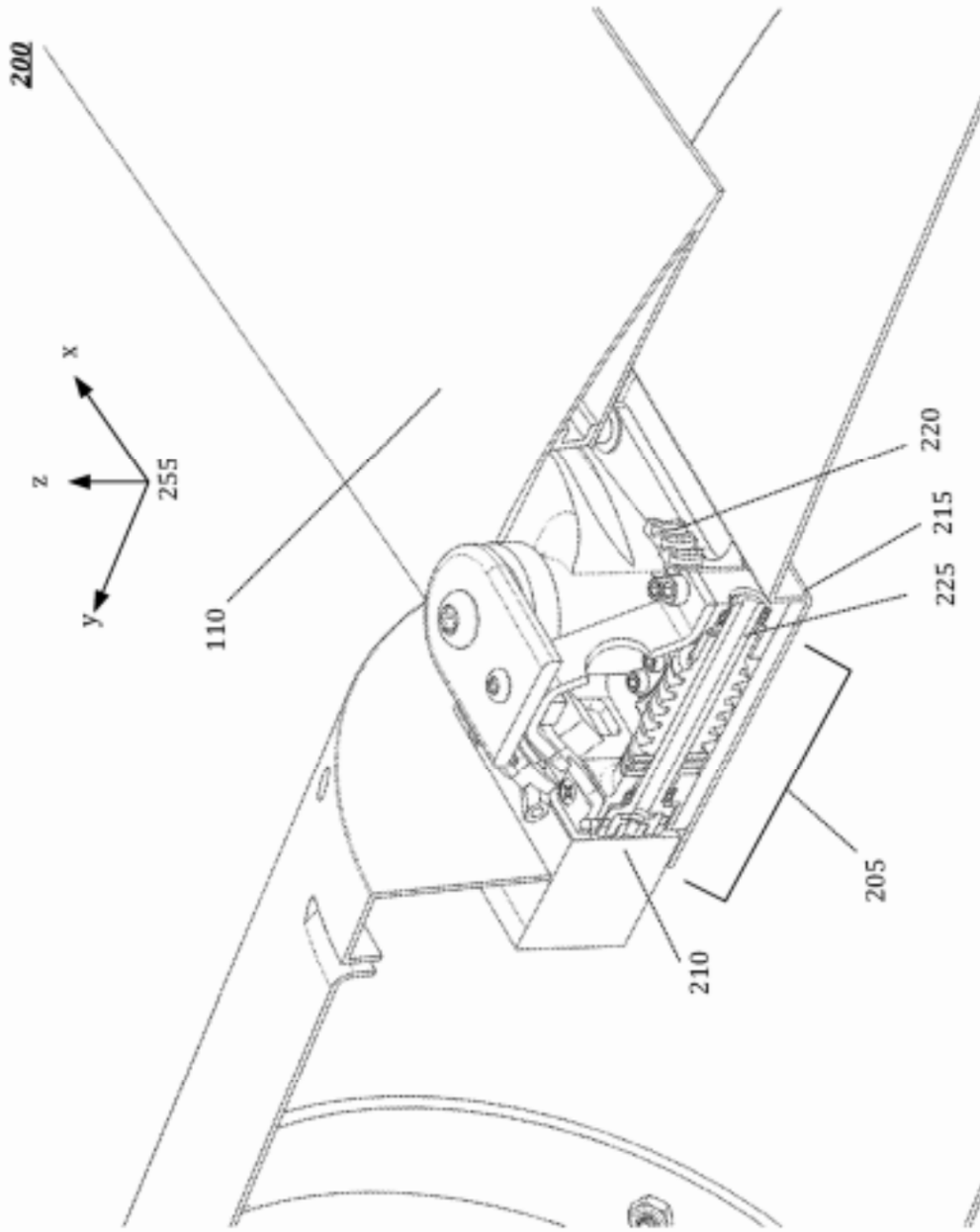


FIG. 2A

200

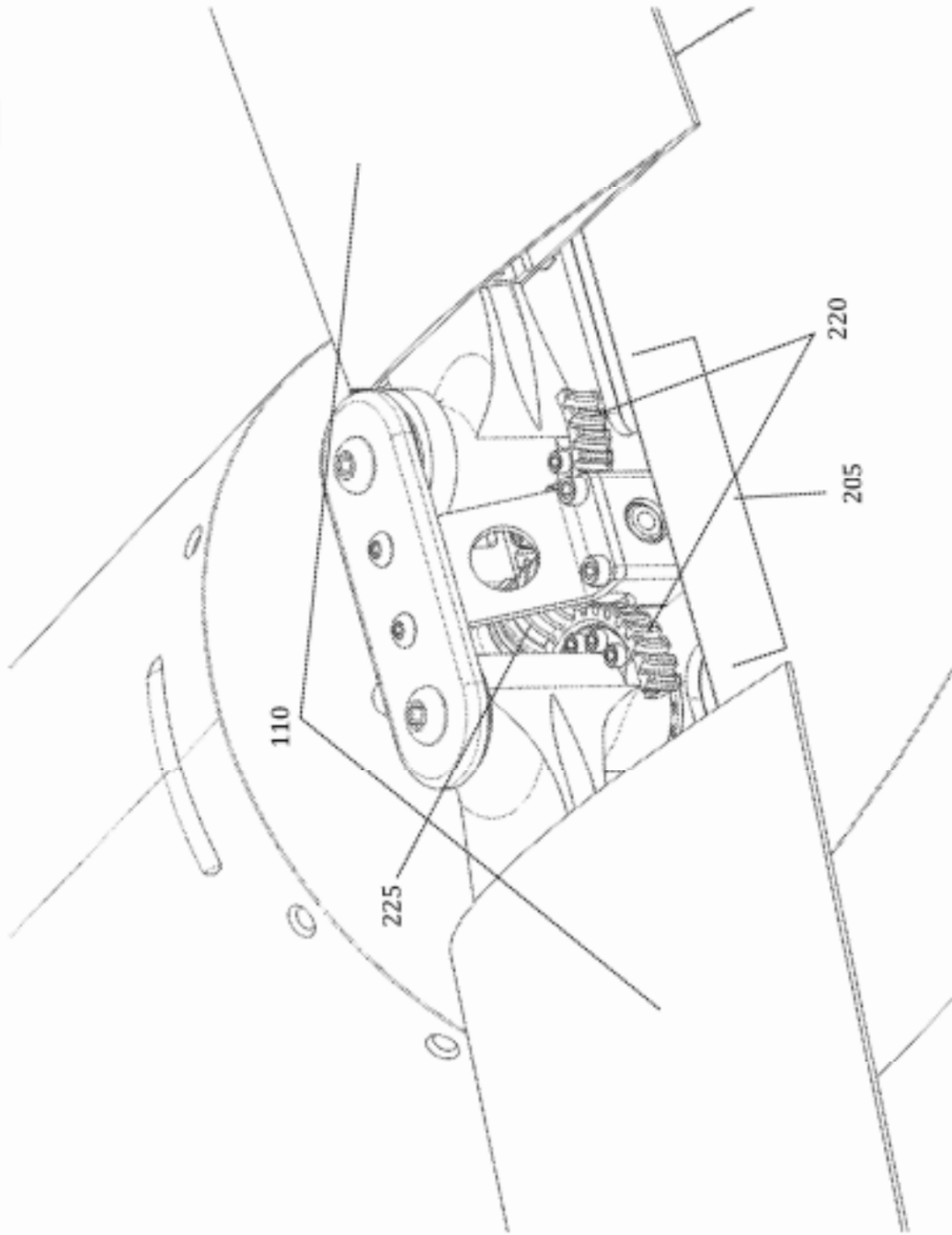


FIG. 2B

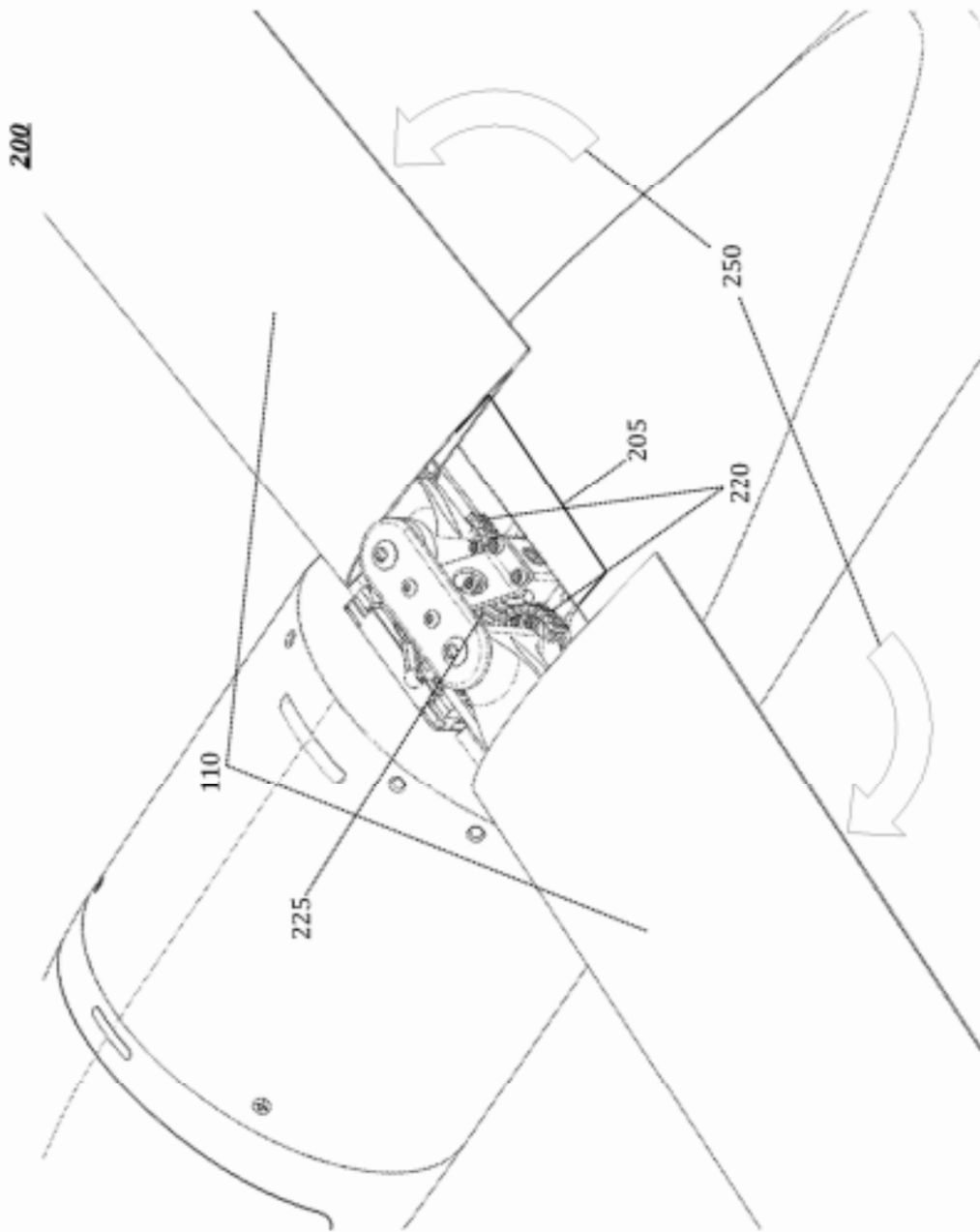


FIG. 2C

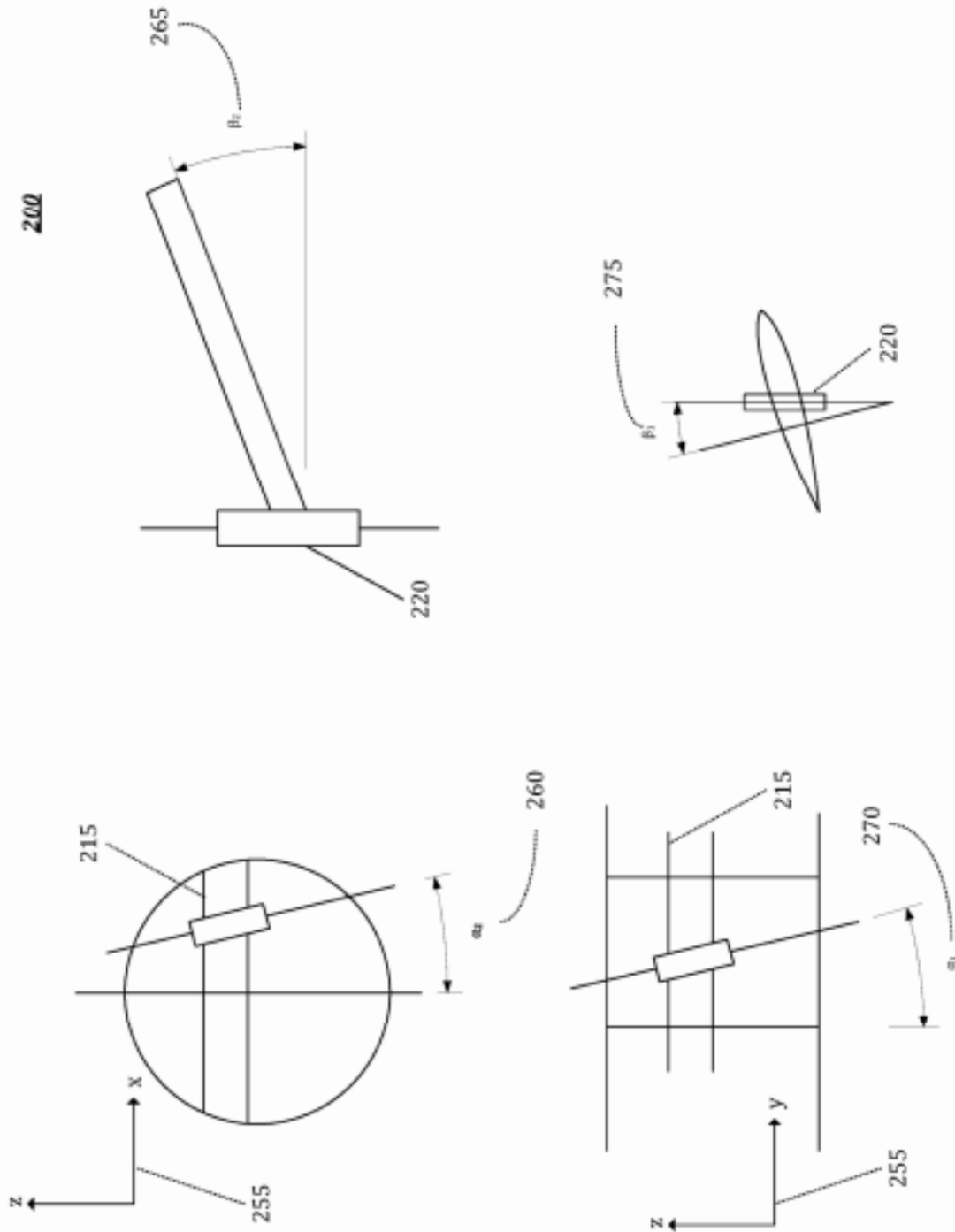


FIG. 2D

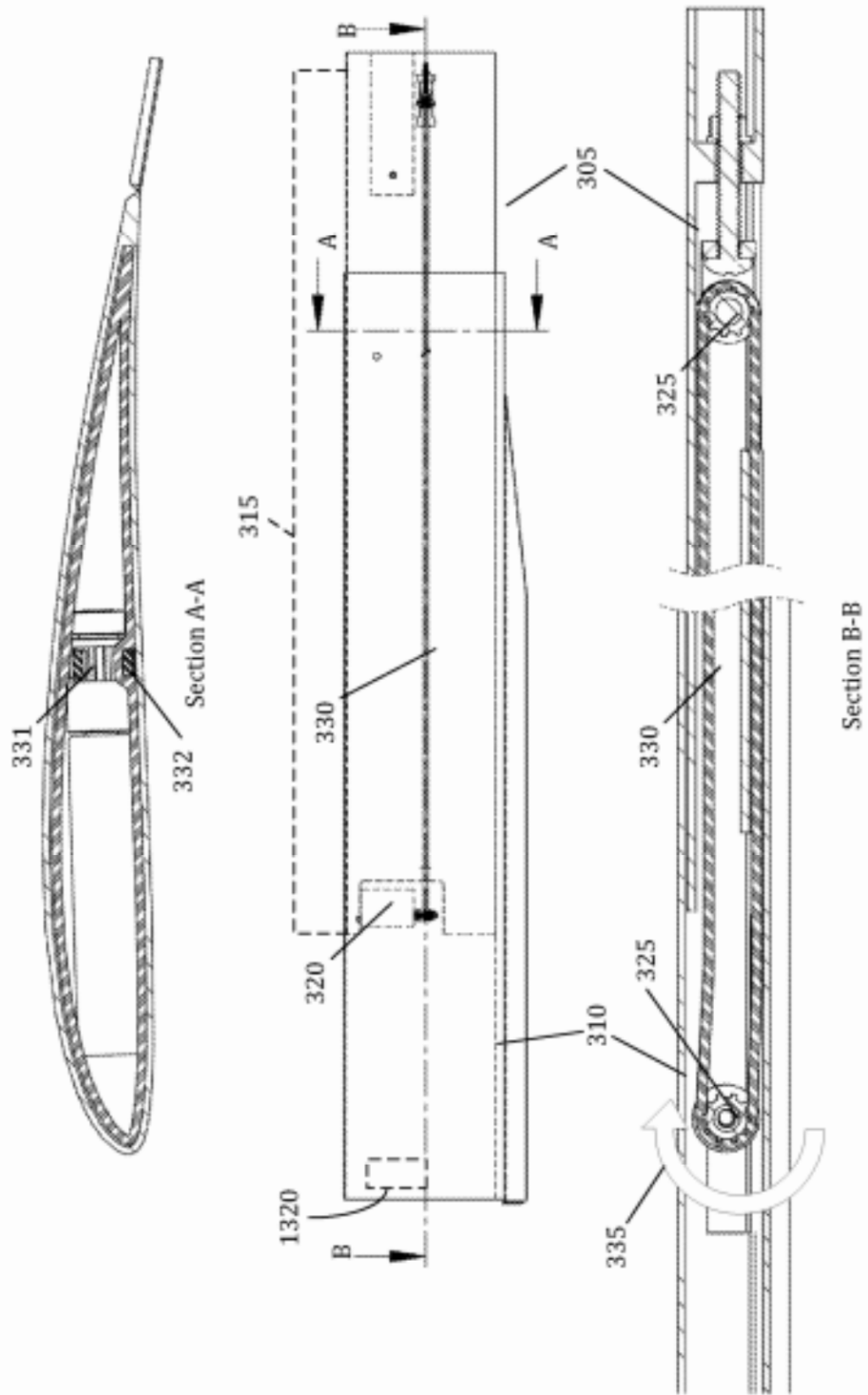
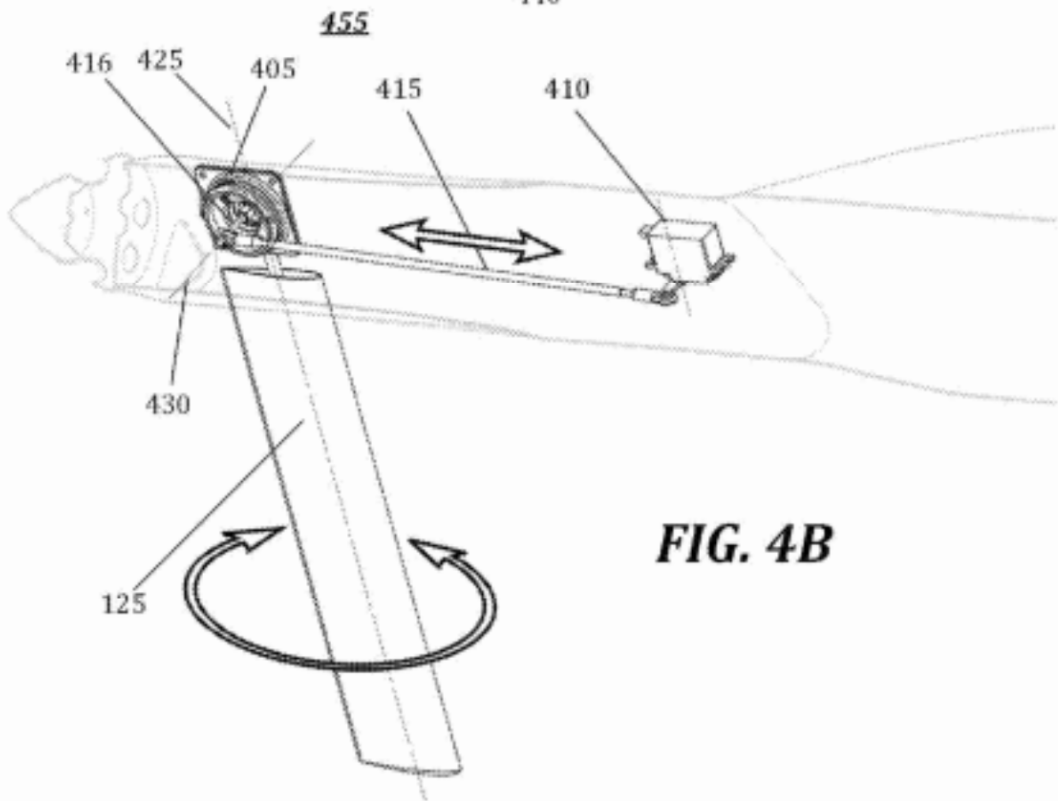
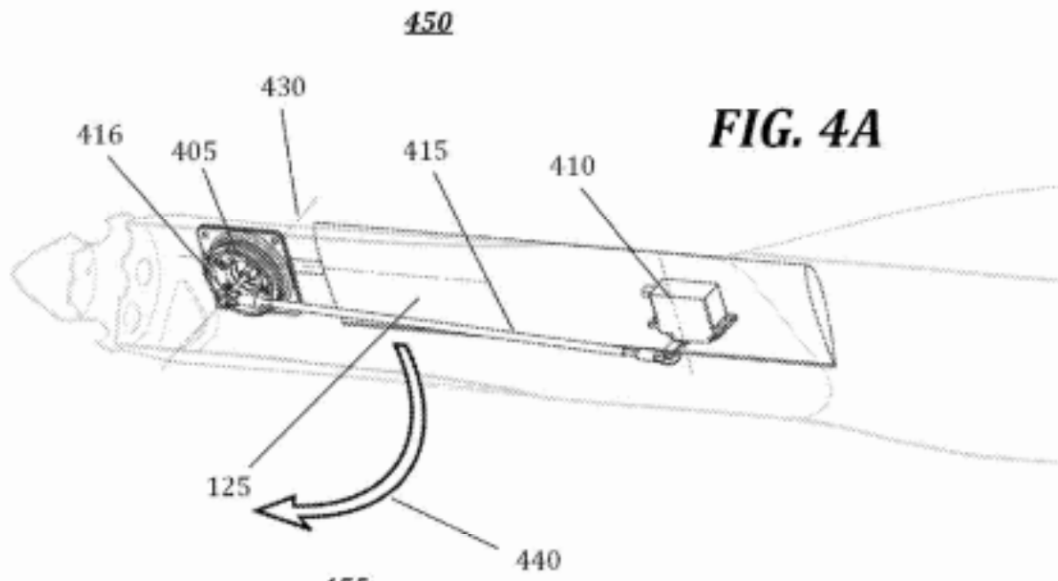
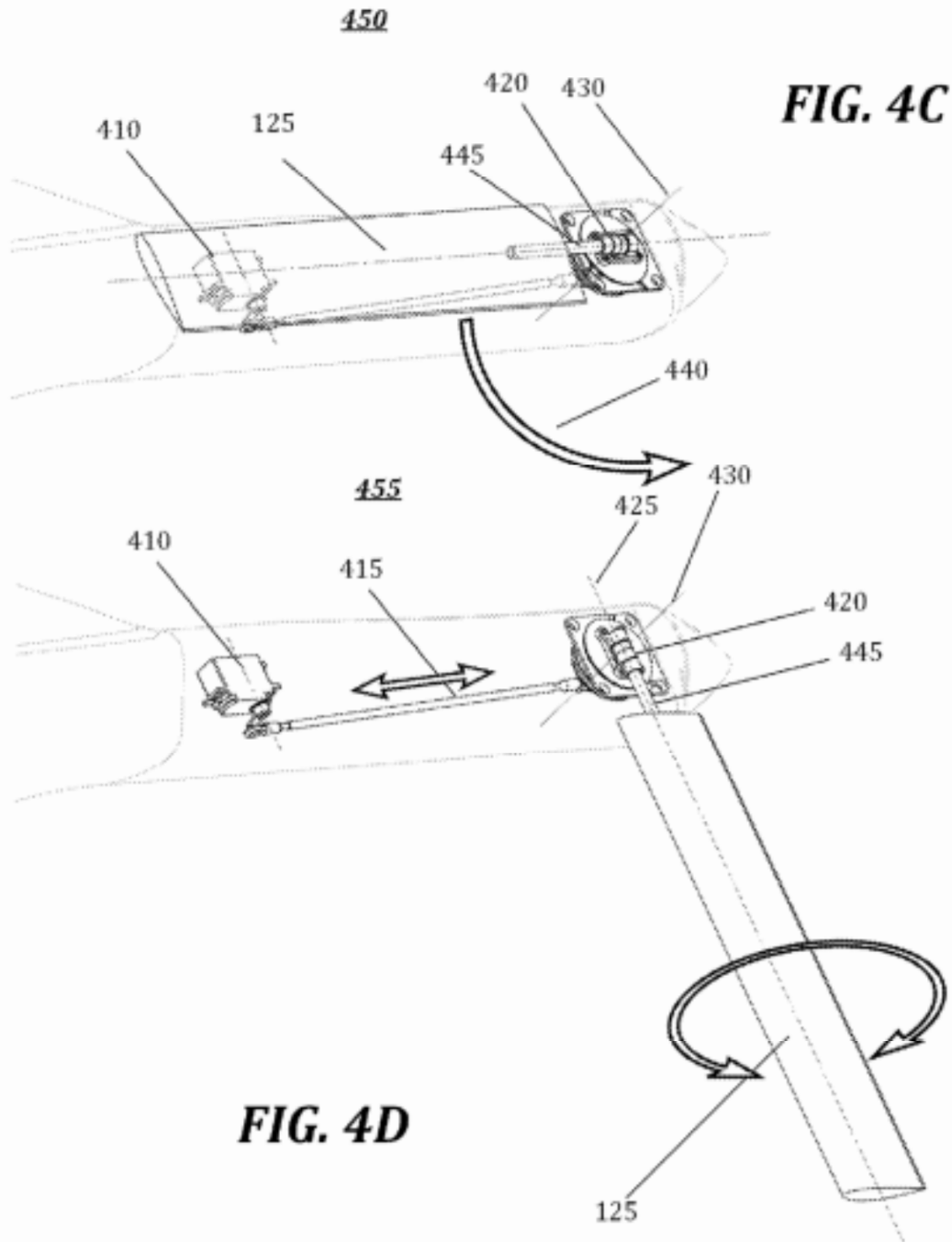


FIG. 3





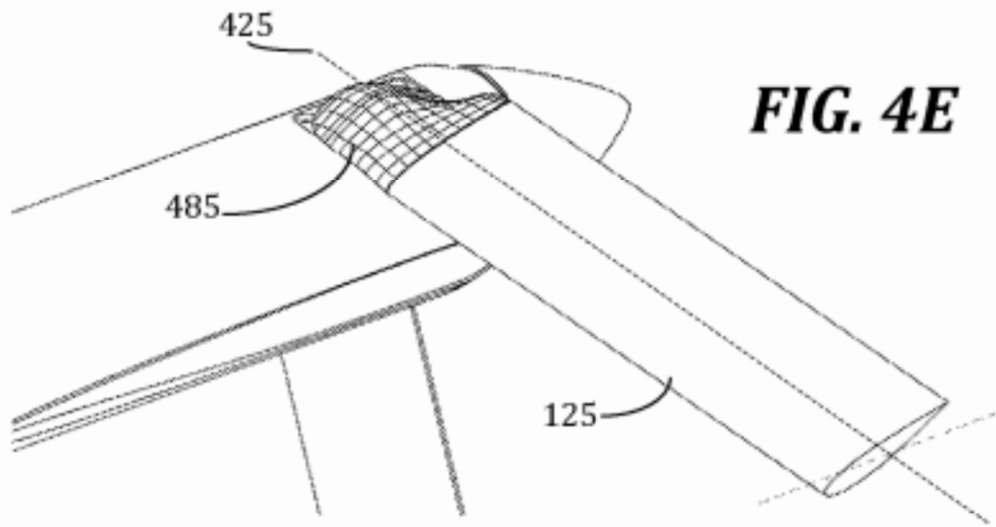


FIG. 4E

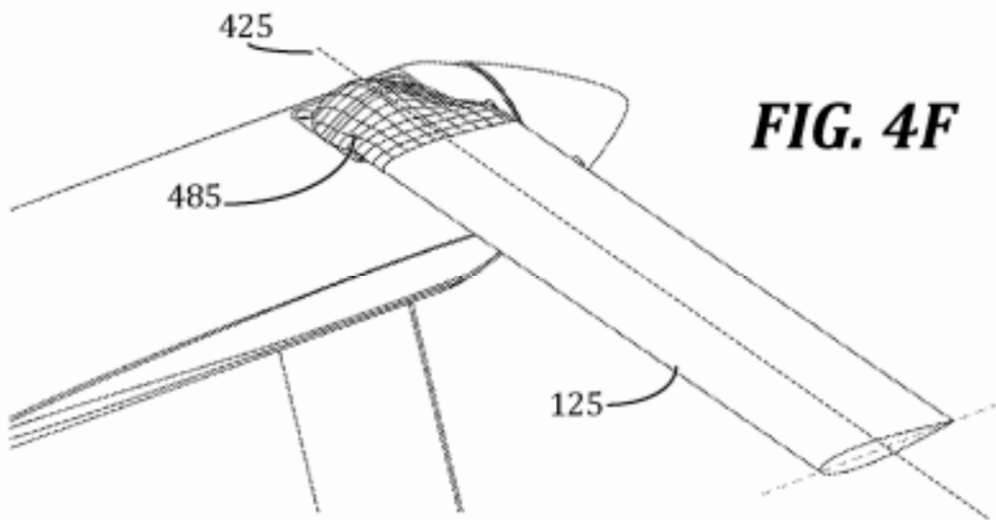


FIG. 4F

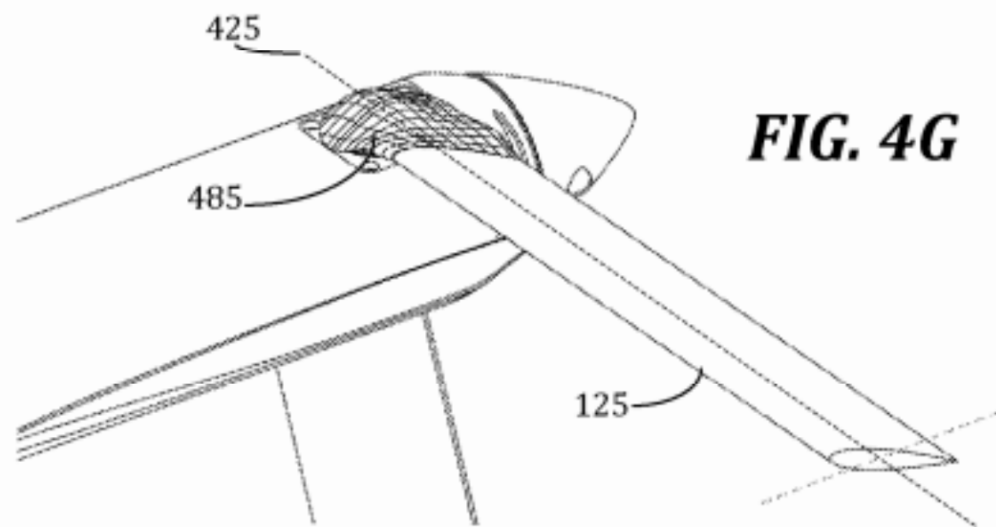


FIG. 4G

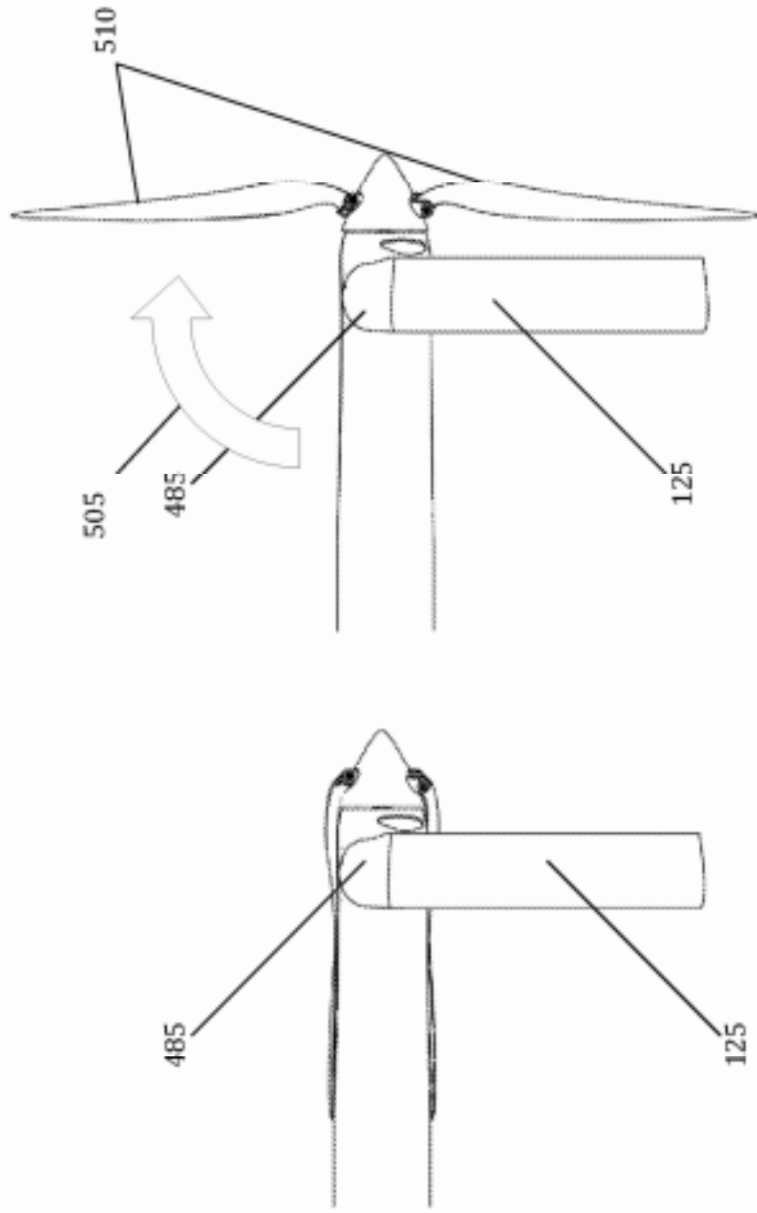
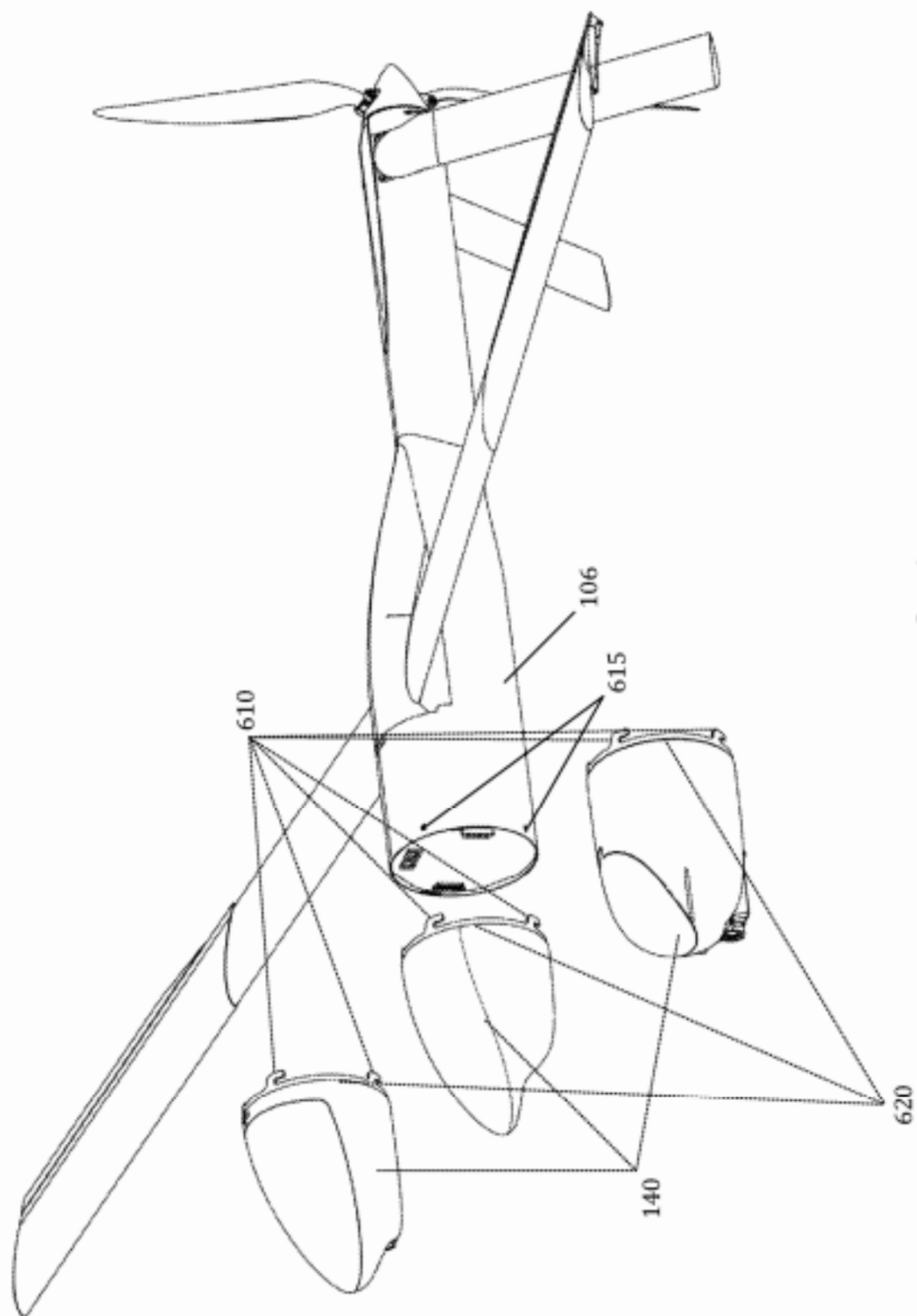
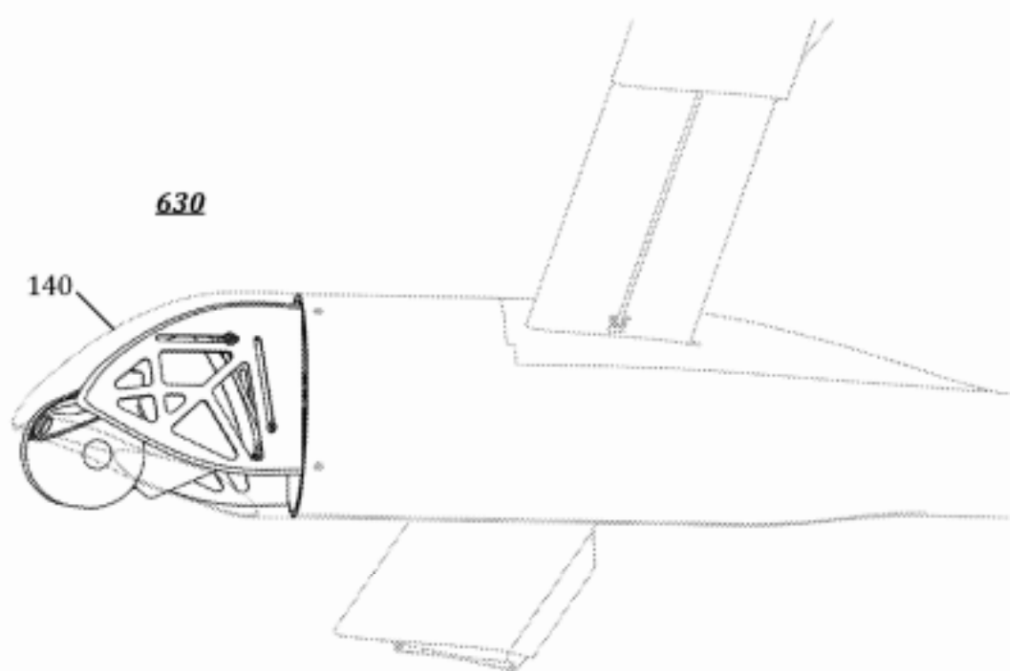
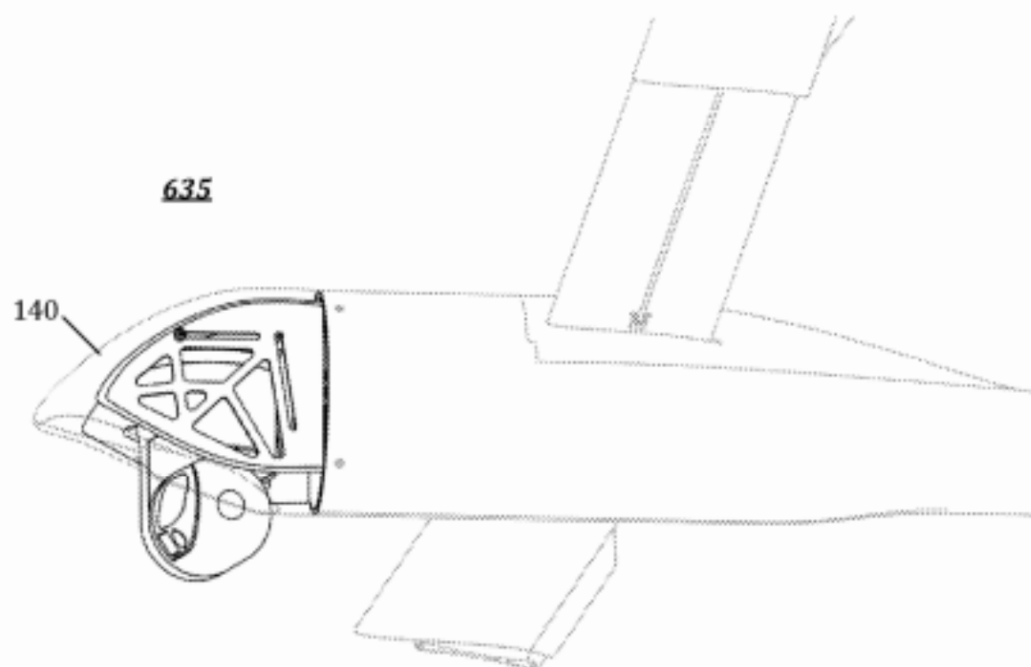


FIG. 5

605

**FIG. 6A**

**FIG. 6B****FIG. 6C**

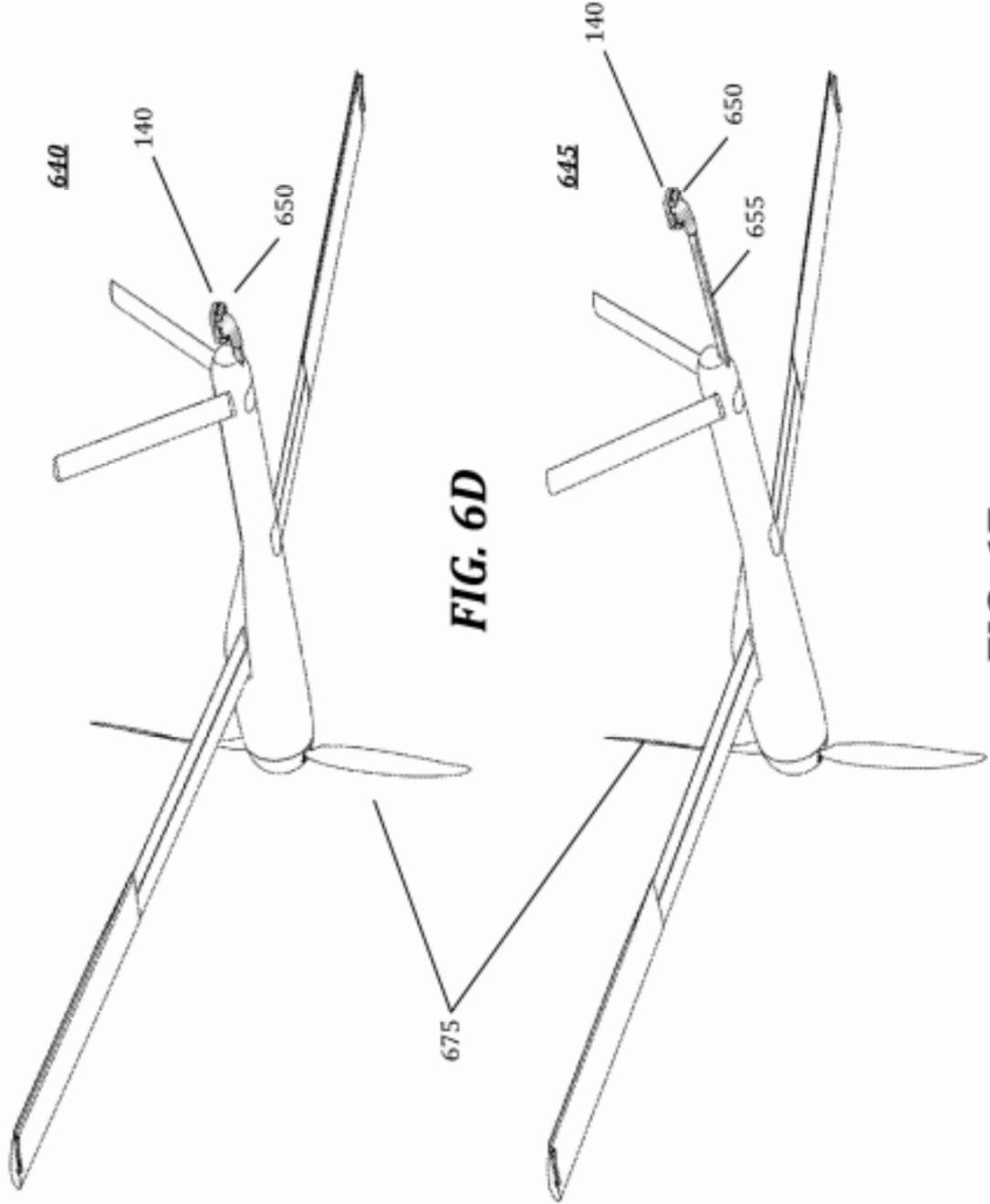


FIG. 6D

FIG. 6E

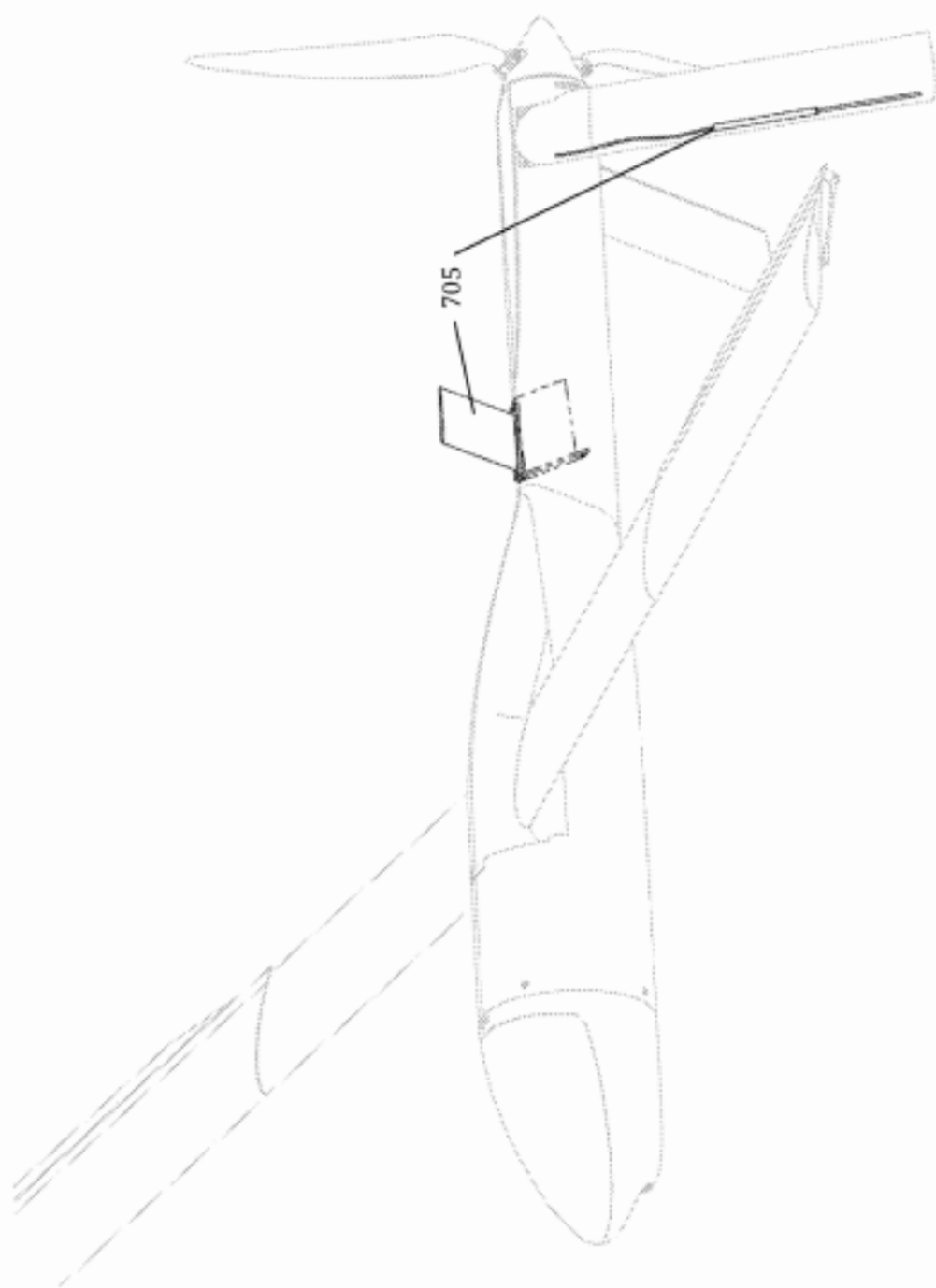
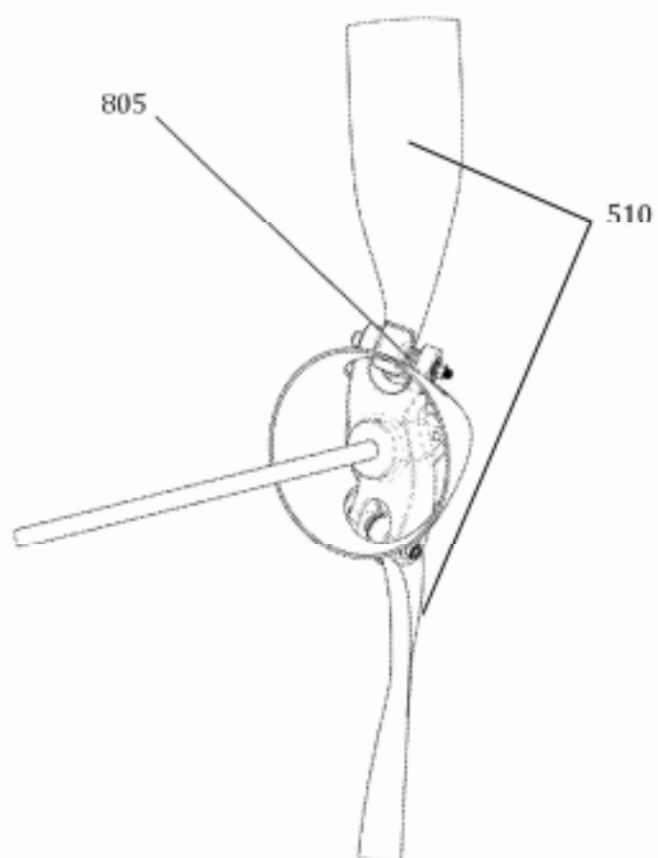


FIG. 7

135**FIG. 8**

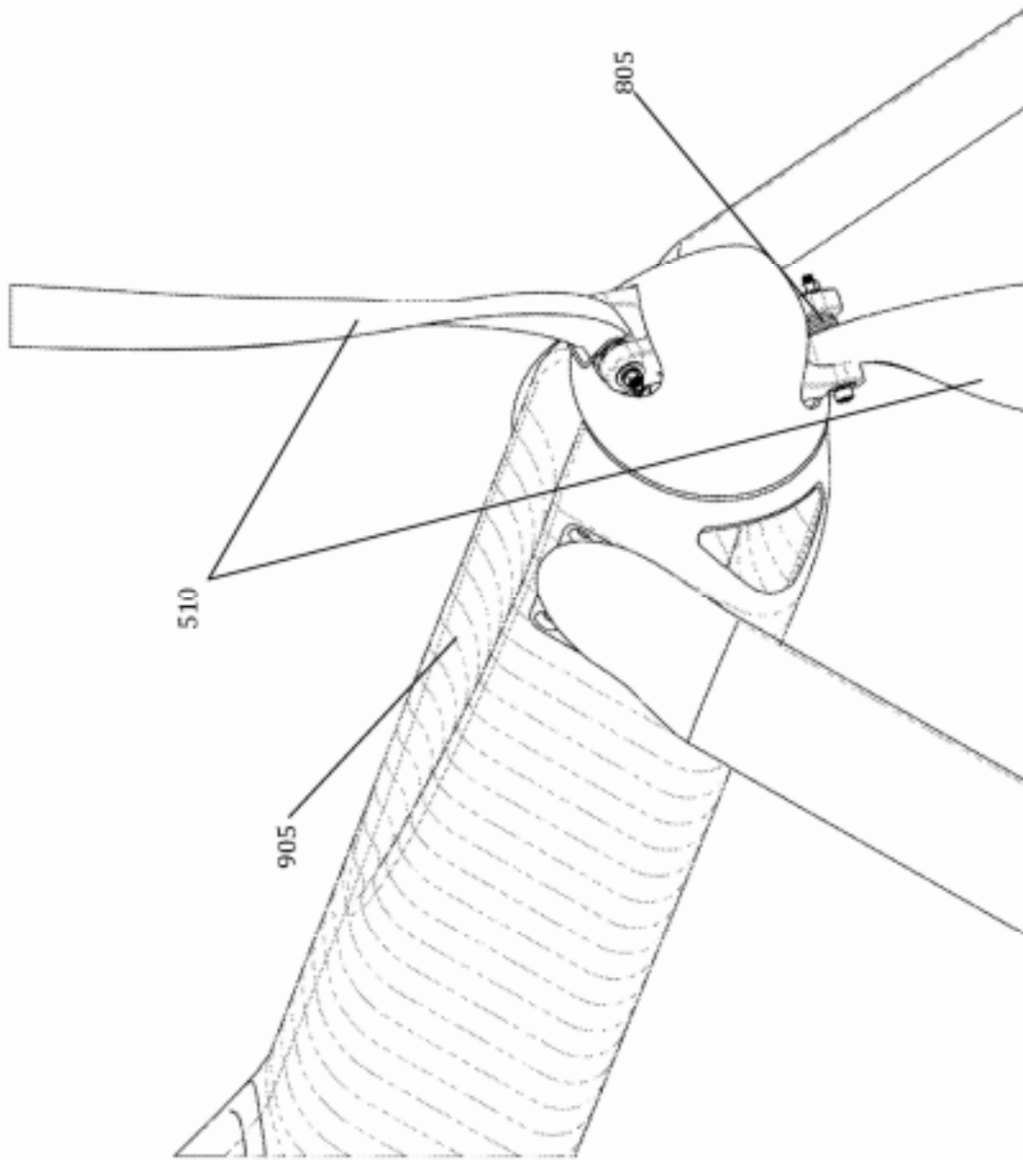


FIG. 9

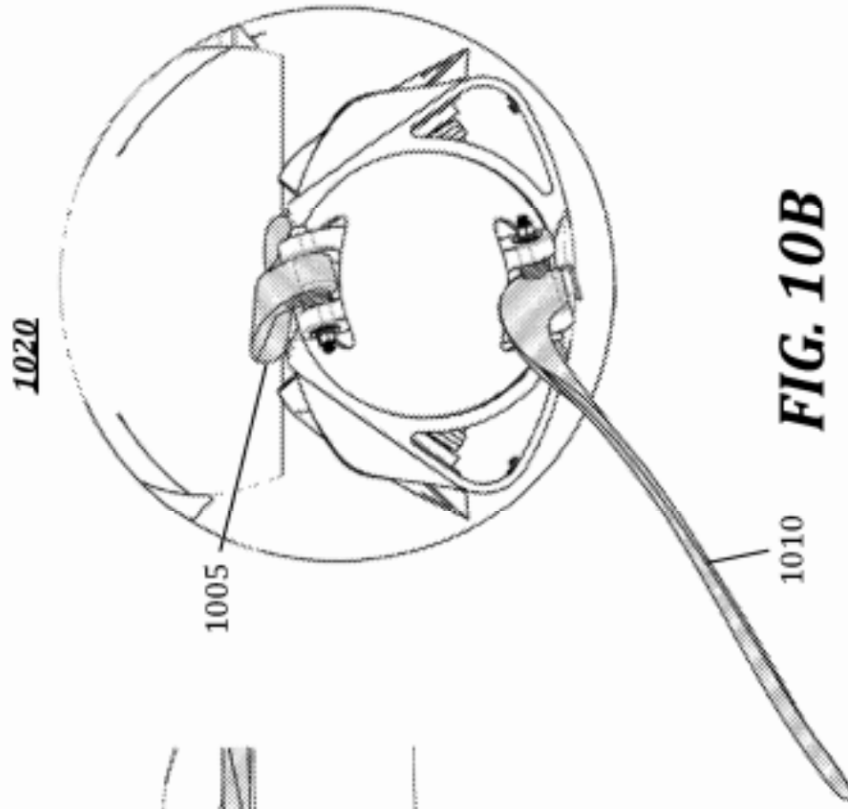


FIG. 10B

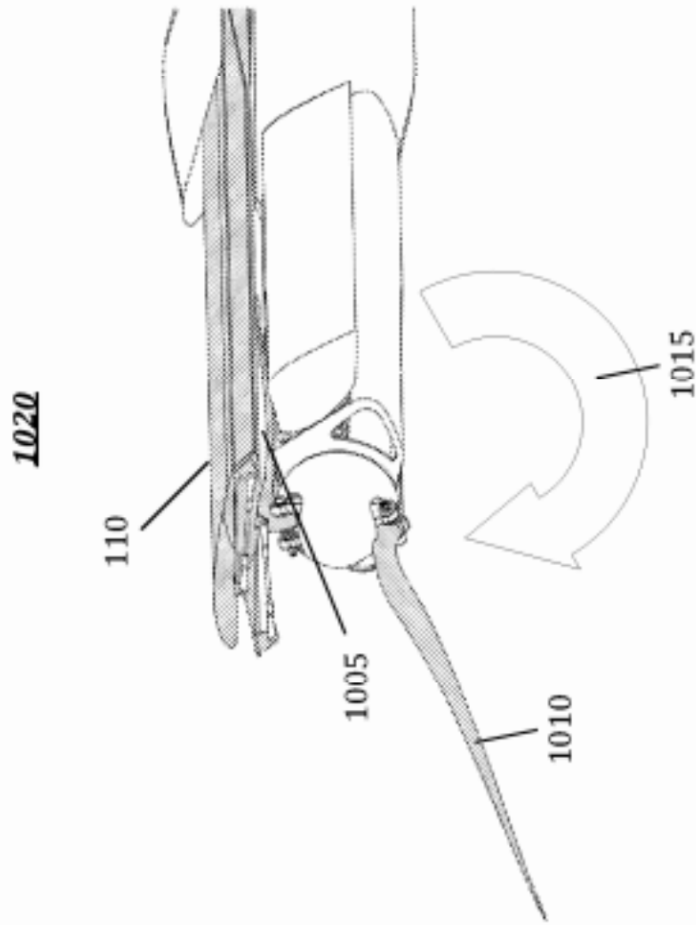


FIG. 10A

1105

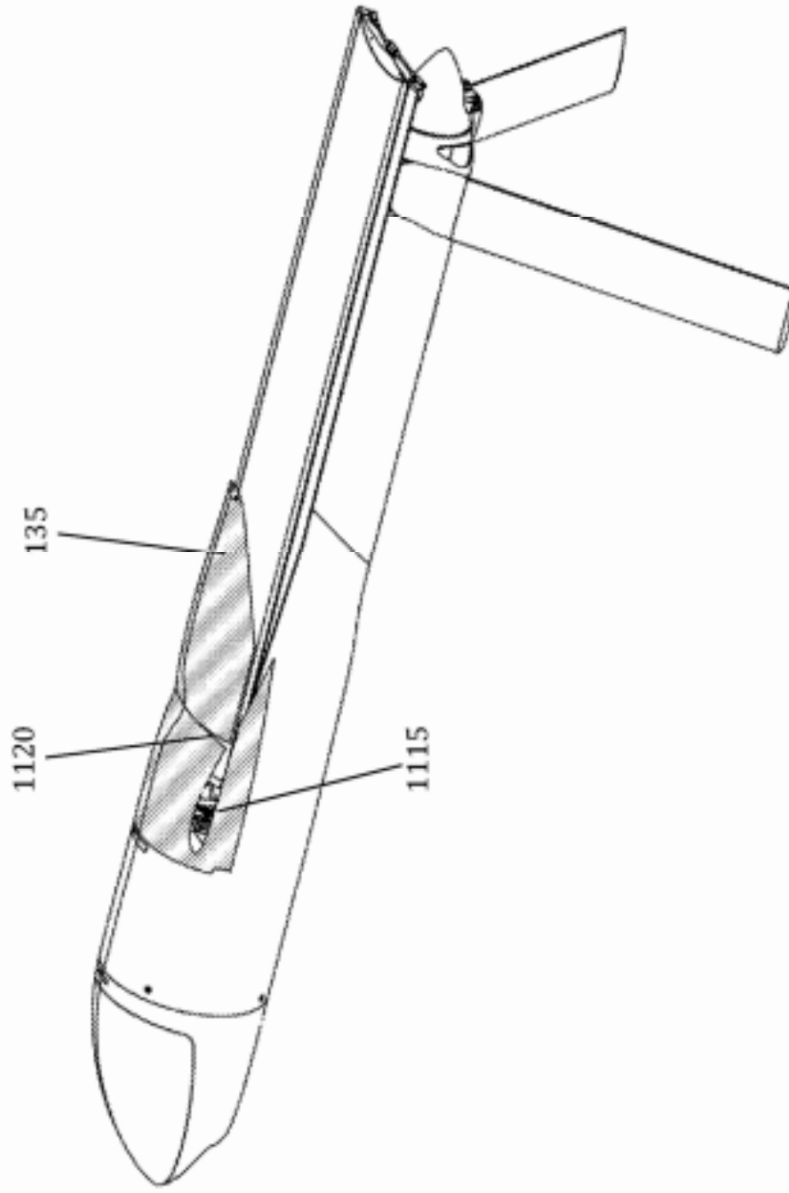


FIG. 11A

1110

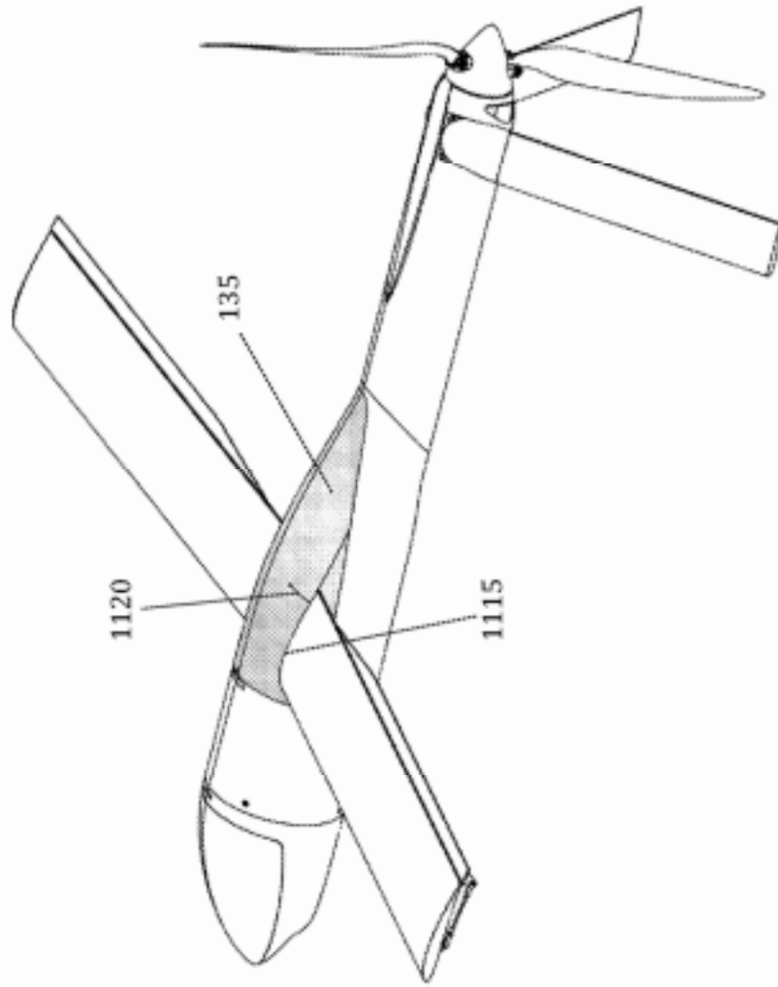
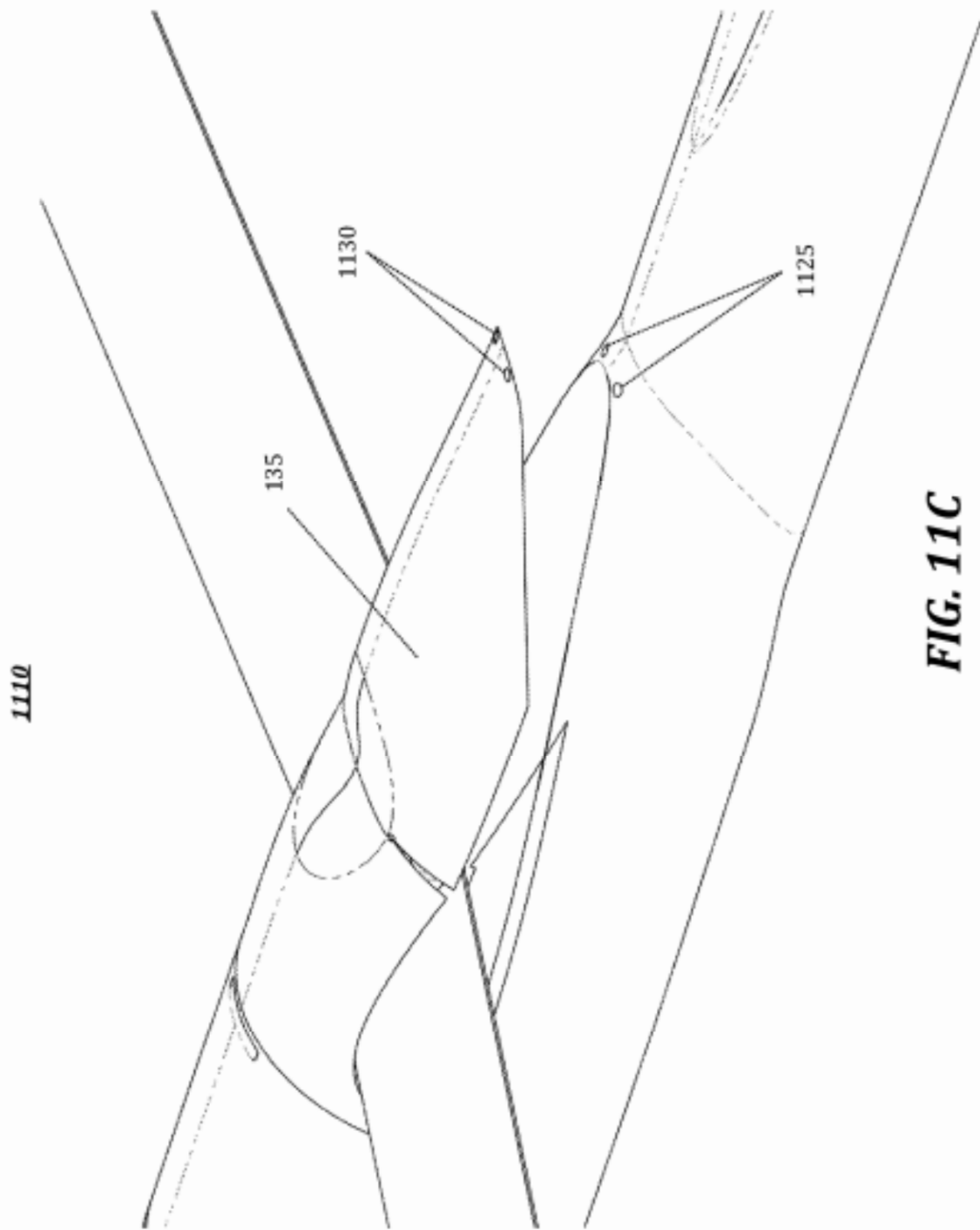


FIG. 11B



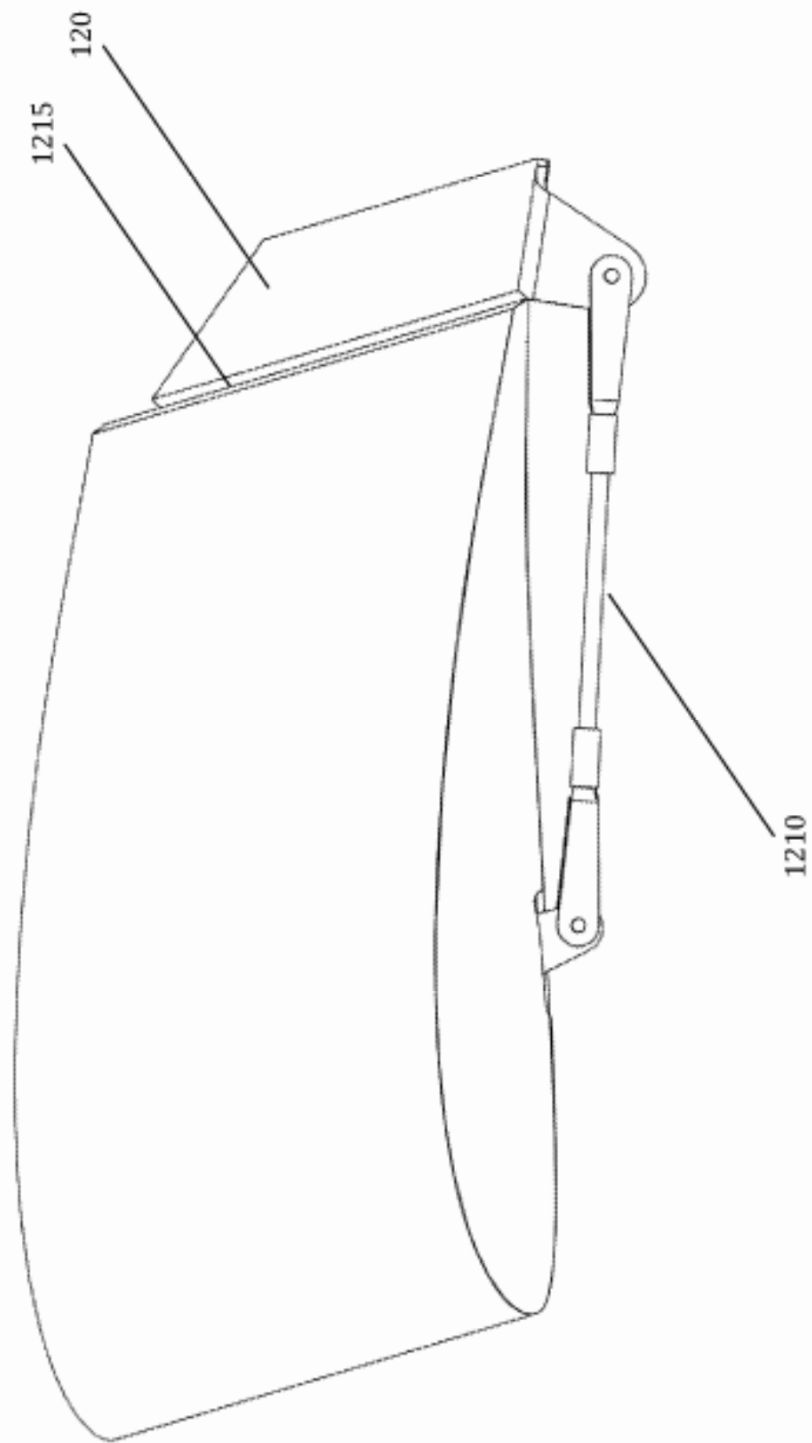
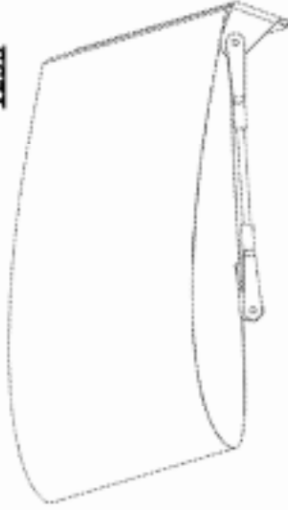


FIG. 12A

1230



1235



1240

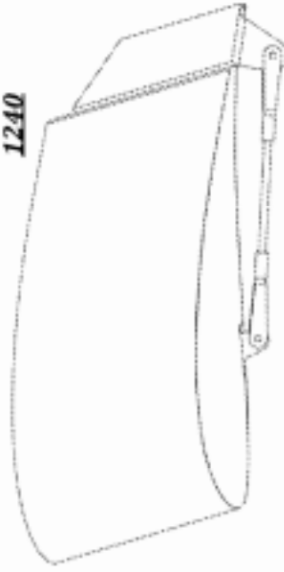


FIG. 12B

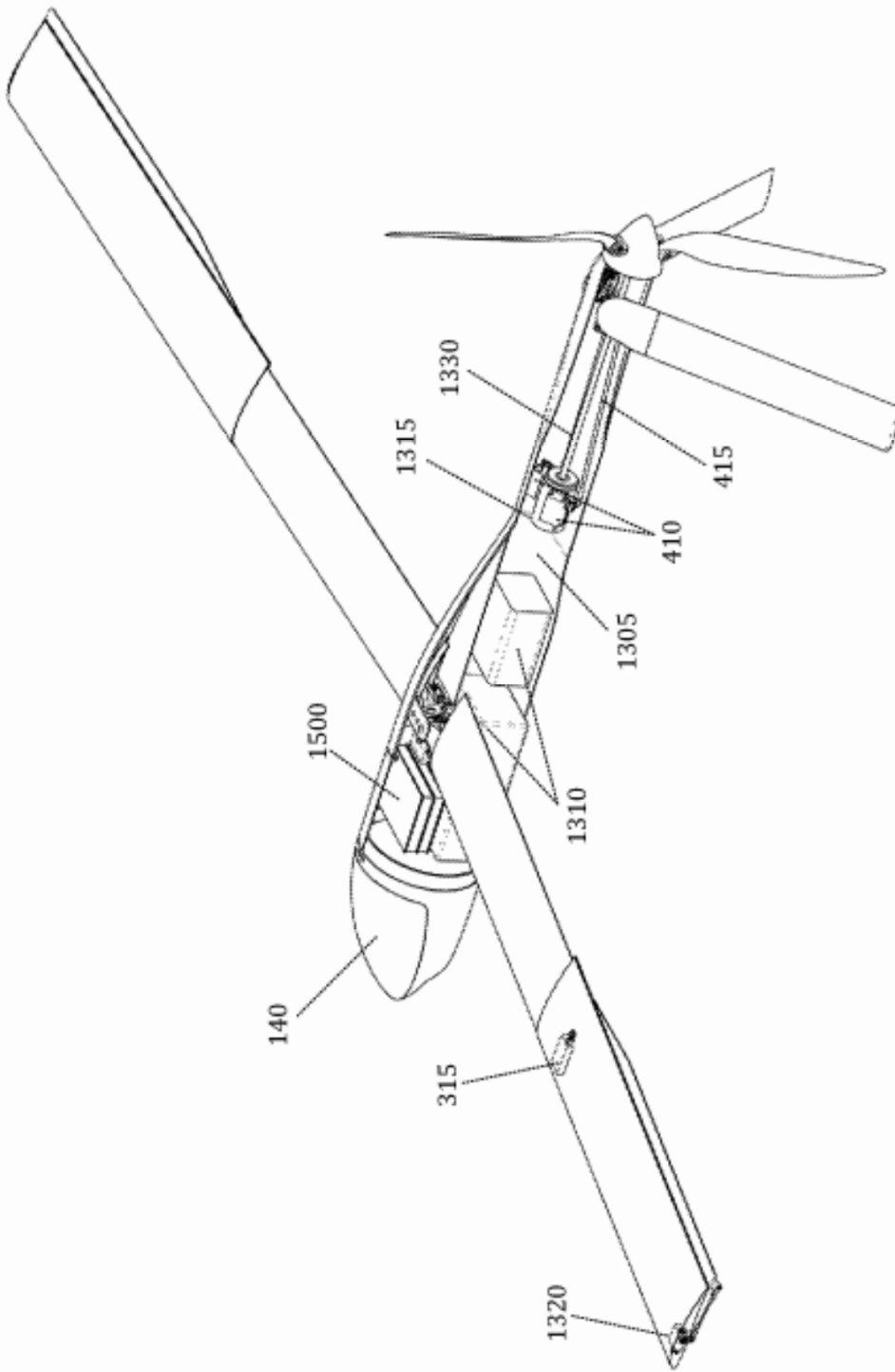
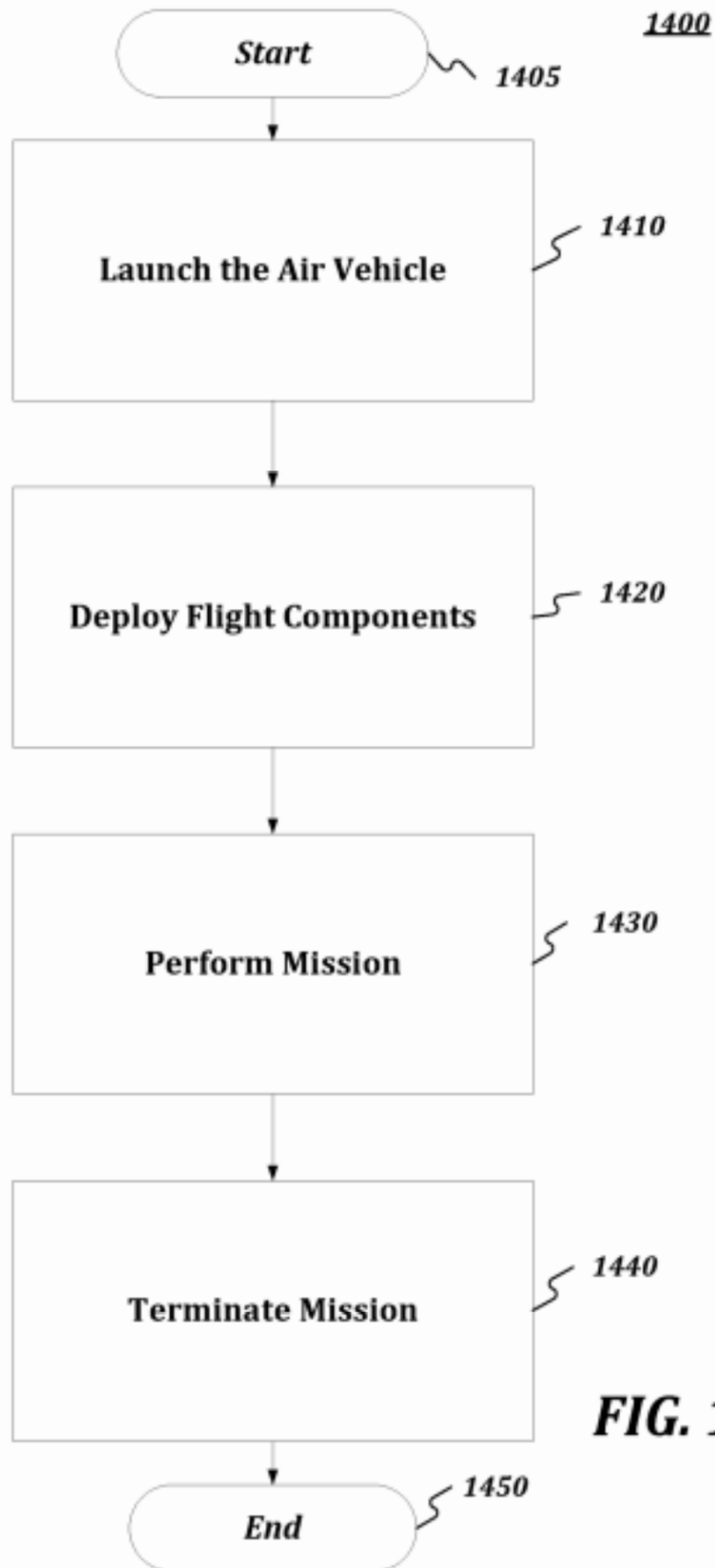


FIG. 13

**FIG. 14**

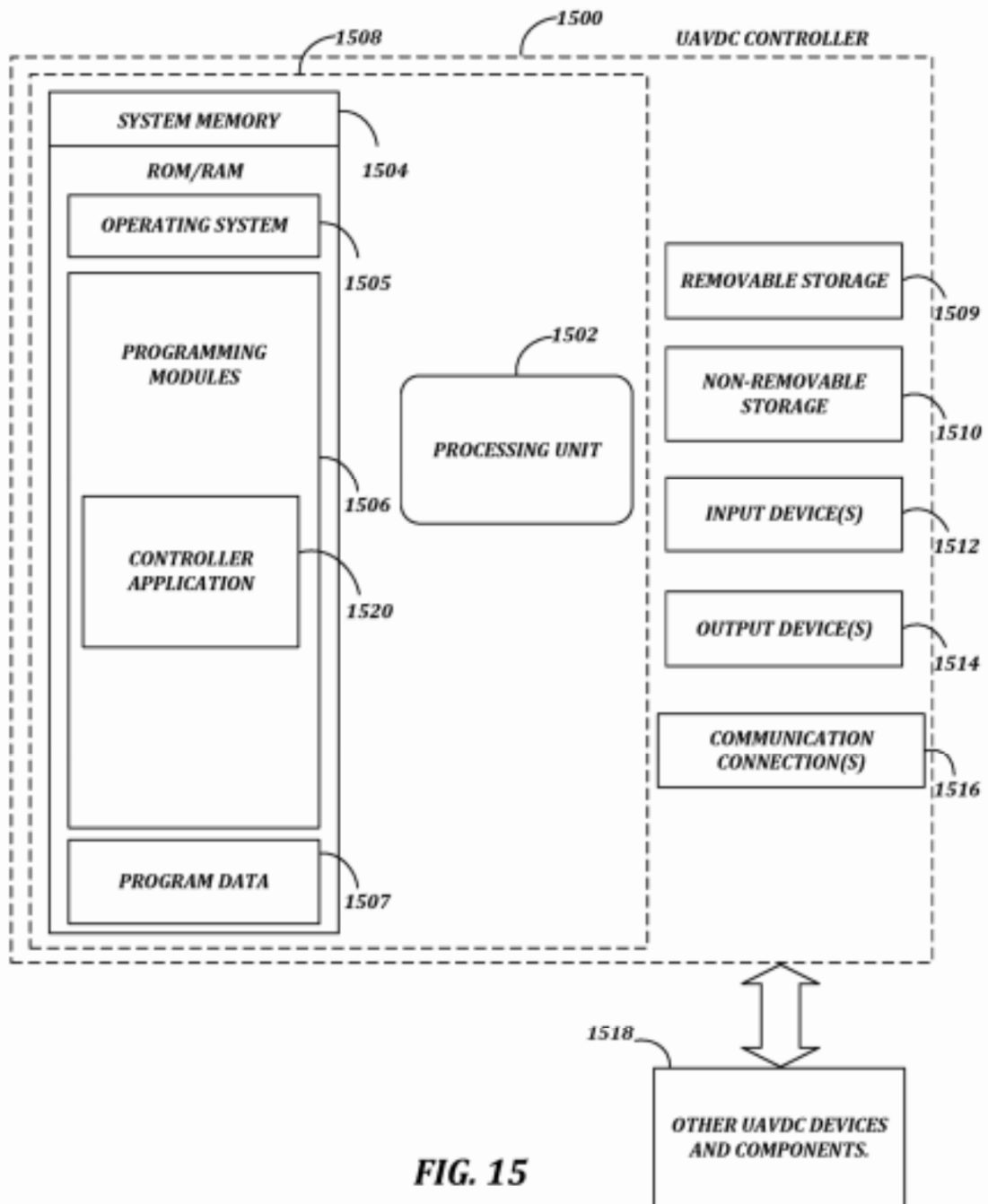


FIG. 15